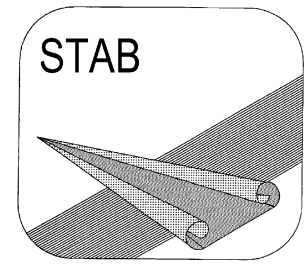


STAB



J A H R E S B E R I C H T

2019

zum

19. STAB-Workshop

5. - 6. November 2019

Göttingen

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

	Seite
Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation Gremien	7
Verfassen von „Mitteilungen“ für den nächsten Jahresbericht	14
Wissenschaftliche Zeitschriften: „CEAS Aeronautical Journal“ und „CEAS Space Journal“	15
Inhaltsverzeichnis der „Mitteilungen“ (Beiträge zum 19. STAB-Workshop, 2019)	16
Mitteilungen	20
Namensverzeichnis der Autoren und Koautoren	114

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Die STAB-Jahresberichte werden bei den alternierenden Veranstaltungen Symposium und Workshop als Sammlung der Kurzfassungen der Vorträge an die Teilnehmer verteilt. Somit erscheint dieser STAB-Jahresbericht 2019 zum 19. STAB-Workshop, der am 5. und 6. November 2019 in Göttingen stattfindet.

Der Bericht enthält 47 „Mitteilungen“ über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen, über die beim Workshop vorgetragen wird. Den „Mitteilungen“ vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 16 bis 19), das nach Projektgruppen/Fachkreisen gegliedert ist. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Die Beiträge verteilen sich (bezogen auf den Erstautor) zu 2 % auf die Industrie, 60 % auf die Hochschulen und zu 38 % auf Forschungseinrichtungen (DLR, DNW, ISL). Auf Seite 114 sind die Autoren und Koautoren dieses Berichtes aufgelistet.

Die Jahresberichte werden nur an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Alle Teilnehmer des diesjährigen STAB-Workshops erhalten zur Veranstaltung ein Exemplar. Weiterhin wird der Jahresbericht an die Mitglieder der STAB-Gremien und weitere Interessierte versandt.

Falls Sie ein Exemplar des nächsten Jahresberichts, in diesem Fall 2020, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muss jährlich neu angefordert werden.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 160 Exemplaren. Einige Restexemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Aktualisierte Informationen über STAB finden Sie auch unter: www.dlr.de/agstab

Göttingen, im September 2019

Auch per E-mail: stab@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des STAB-Jahresberichts 2019

Name:

Geschäftsstelle der STAB

Organisation:

c/o DLR

Anschrift:

Prof. Dr. C. Wagner

Telefon:

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

E-mail:

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation

Die Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“ (STAB) wurde auf Initiative der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR) - Lilienthal-Oberth, e.V. - 1979 von Strömungsforschern, Aerodynamikern und Luftfahrtingenieuren aus DLR, Hochschule und Industrie ins Leben gerufen.

Sie entstand aus „dem gemeinschaftlichen Bestreben, die Strömungsforschung in Deutschland generell zu fördern und durch Konzentration auf ein wirtschaftlich und forschungspolitisch zukunftsträchtiges Teilgebiet zu vertiefen“ (Auszug aus der Präambel der Verfahrensordnung der STAB).

In Zeiten knapper werdender Kassen bei gleichzeitig massiv erhöhtem Wettbewerbsdruck sind diese Ansätze notwendiger denn je. Die öffentlichen Finanziere setzen diese Kooperationsbereitschaft inzwischen aber auch voraus. Da dieser Leitgedanke der STAB dadurch inzwischen anderweitig verfolgt wird, konzentriert sie sich mehr auf fachliche Veranstaltungen.

STAB ist als ‚Kompetenznetzwerk‘ der DGLR angegliedert. Auf der DGLR-Webseite findet man STAB unter: <http://www.dglr.de/index.php?id=2428>

In der STAB sind alle wichtigen Gebiete der Strömungsmechanik - insbesondere die der Luft- und Raumfahrt - aus Grundlagenforschung, Großforschung und Industrie in Deutschland zusammengeschlossen. Bei der Gründung Ende der 70er Jahre stand die Idee dahinter, über ein hochaktuelles fachliches Thema - identifiziert wurde seinerzeit „Strömungen mit Ablösung“ - Forschungsverbünde aus der Industrie, den Hochschulen und der Großforschung zu organisieren. In den folgenden Jahren sind auch andere strömungsmechanische Fragestellungen aufgegriffen worden, womit die STAB sich in der Fachwelt einen wohlbekannten Namen erworben hat. Es sind aber nicht nur diejenigen angesprochen, die sich mit den traditionellen Themen der Strömungsmechanik beschäftigen, sondern es können auch Probleme aus dem Automobilbau, der Gebäudeaerodynamik, der Verfahrenstechnik, dem Motorenbau, usw. diskutiert werden.

Die Programmleitung hat im November 2000 entschieden, zukünftig das „AG“ im Namen wegzulassen.

Die öffentlichkeitsrelevanten wissenschaftlichen Aktivitäten spiegeln sich in der nachfolgenden chronologischen Entwicklung wider:

DGLR-Symposium „Forschung und Entwicklung auf dem Gebiet der Strömungsmechanik und Aerodynamik in der Bundesrepublik Deutschland“	Bonn, 29.11.-01.12.1978
-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	-------------------------

„Gespräch über Strömungsforschung in Deutschland“	Ottobrunn, 30.01.1979
---------------------------------------------------	-----------------------

„Memorandum über zukünftige nationale Zusammenarbeit in der Strömungsforschung, insbesondere der Aerodynamik auf dem Gebiet der Strömungen mit Ablösung“	Oktober 1979
----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	--------------

Programmpräsentation anlässlich der BDLI-Jahrestagung	Bonn, 01.07.1980
-------------------------------------------------------	------------------

Programm der Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“	September 1980
Programmpräsentation im Bundesministerium für Forschung und Technologie	Bonn, 19.03.1981
Konstituierung des Kuratoriums und Neuorganisati- on der Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablö- sung" (AG STAB)	Köln-Porz, 23.02.1982
Konstituierung von Programmlei- tung/Programmausschuss	Göttingen, 24.03.1982
Erfassung STAB-relevanter Aktivitäten in der Bun- desrepublik Deutschland (Stand Mitte 1981)	April 1982
Fachtagung anlässlich der ILA '82 „Strömungen mit Ablösung“	Hannover, 19.05.1982
Neue Impulse für die Strömungsforschung- und Ae- rodynamik; Vortrag von H.-G. Knoche, DGLR-Jahrestagung	Hamburg, 01.-03.10.1984
DGLR Workshop „2D-Messtechnik“	Markdorf, 18.-19.10.1988

Symposium

1. DGLR-Fachsymposium	München, 19.-20.09.1979
2. DGLR- Fachsymposium	Bonn, 30.06.-01.07.1980
3. DGLR- Fachsymposium	Stuttgart, 23.-25.11.1981
4. DGLR- Fachsymposium	Göttingen, 10.-12.10.1983
5. DGLR- Fachsymposium	München, 09.-10.10.1986
6. DGLR-Fach-Symposium	Braunschweig, 08.-10.11.1988
7. DGLR- Fachsymposium	Aachen, 07.-09.11.1990
8. DGLR- Fachsymposium	Köln-Porz, 10.-12.11.1992
9. DGLR- Fachsymposium	Erlangen, 04.-07.10.1994
10. DGLR- Fachsymposium	Braunschweig, 11.-13.11.1996
11. DGLR- Fachsymposium	Berlin, 10.-12.11.1998
12. DGLR- Fachsymposium	Stuttgart, 15.-17.11.2000
13. DGLR- Fachsymposium	München, 13.-15.11.2002
14. DGLR- Fachsymposium	Bremen, 16.-18.11.2004
15. DGLR- Fachsymposium	Darmstadt, 29.11.-01.12.2006
16. DGLR- Fachsymposium	Aachen, 03.-04.11.2008
17. DGLR- Fachsymposium	Berlin, 09.-10.11.2010

18. DGLR- Fachsymposium	Stuttgart, 06.-07.11.2012
19. DGLR- Fachsymposium	München, 04.-05.11.2014
20. DGLR- Fachsymposium	Braunschweig, 08.-09.11.2016
21. DGLR- Fachsymposium	Darmstadt, 06.-07.11.2018

Workshop

1. STAB-Workshop	Göttingen, 07.-08.03.1983
2. STAB-Workshop	Köln-Porz, 18.-20.09.1984
3. STAB-Workshop	Göttingen, 10.-11.11.1987
4. STAB-Workshop	Göttingen, 08.-10.11.1989
5. STAB-Workshop	Göttingen, 13.-15.11.1991
6. STAB-Workshop	Göttingen, 10.-12.11.1993
7. STAB-Workshop	Göttingen, 14.-16.11.1995
8. STAB-Workshop	Göttingen, 11.-13.11.1997
9. STAB-Workshop	Göttingen, 09.-11.11.1999
10. STAB-Workshop	Göttingen, 14.-16.11.2001
11. STAB-Workshop	Göttingen, 04.-06.11.2003
12. STAB-Workshop	Göttingen, 08.-09.11.2005
13. STAB-Workshop	Göttingen, 14.-15.11.2007
14. STAB-Workshop	Göttingen, 11.-12.11.2009
15. STAB-Workshop	Göttingen, 09.-10.11.2011
16. STAB-Workshop	Göttingen, 12.-13.11.2013
17. STAB-Workshop	Göttingen, 10.-11.11.2015
18. STAB-Workshop	Göttingen, 07.- 08.11.2017
19. STAB-Workshop	Göttingen, 05.-06.11.2019

Ein Kurs über „Application of Particle Image Velocimetry, PIV“
findet seit 1993 regelmäßig im DLR in Göttingen statt,
letztmalig am:

18. - 22.03.2019

Die STAB-Symposiums-Tagungsbände durchlaufen einen Begutachtungsprozess.
Die Bände der letzten Jahre finden Sie hier aufgelistet.

- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60; Ed.: H. Körner, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1997
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 72; Ed.: W. Nitsche, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1999
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 77; Ed.: S. Wagner, U. Rist, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2002
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 87; Ed.: Chr. Breitsamter, B. Laschka, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2004
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 92; Ed.: H. J. Rath, C. Holze, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2006
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96; Ed.: C. Tropea, S. Jakirlic, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 112; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, M. Klaas, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, W. Schröder; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2010
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 121; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, I. Peltzer; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2013
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 124; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, U. Rist; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2014
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 132; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, C. Wagner, C. Breitsamter; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2016
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 136; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, C. Wagner, S. Bansmer, R. Radespiel, R. Semaan; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2018
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 142; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, C. Wagner, C. Tropea, S. Jakirlic; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2019

Vorschau:

22. STAB-Symposium

Herbst 2020

28. Kurs „PIV“

Göttingen, 16. - 20. März 2020

Programmleitung

Dipl.-Ing. R. Behr
roland.behr@ariane.group

(Ariane Group, München)
Tel.: 089 / 6000 25171

Prof. Dr. C. Breitsamter
christian.breitsamter@aer.mw.tum.de

(Technische Universität München)
Tel.: 089 / 289-16137

Prof. Dr. A. Dillmann (Sprecher)
andreas.dillmann@dlr.de

(DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2177

Prof. Dr. G. Eitelberg
dnw@nlr.nl

(DNW, Emmeloord)
Tel.: 0031 527 / 248521

Prof. Dr. J. Fröhlich
jochen.froehlich@tu-dresden.de

(TU Dresden)
Tel.: 0351 / 463 37607

Dr. R. Höld
roland.hoeld@mbda-systems.de

(MBDA Deutschland GmbH,
Schrobenhausen)
Tel.: 08252 / 99 8845

Dr. G. Heller (Sprecher)
gerd.heller@airbus.com

(Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-2649

Prof. Dr. E. Krämer (Sprecher)
kraemer@iag.uni-stuttgart.de

(Universität Stuttgart)
Tel.: 0711 / 685-63401

P. Noeding
peter.noeding@airbus.com

(Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 539-4752

Prof. Dr. R. Radespiel
r.radespiel@tu-braunschweig.de

(Technische Universität Braunschweig)
Tel.: 0531 / 391-94250

Prof. Dr. C.-C. Rossow
Cord.Rossow@dlr.de

(DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2400

Prof. Dr. U. Rist
rist@iag.uni-stuttgart.de

(Universität Stuttgart)
Tel.: 0711 / 685-63432

Dipl.-Ing. D. Schimke
dieter.schimke@airbus.com

(Airbus, Helicopters)
Tel.: 090 / 6718 511

Prof. Dr. W. Schröder
office@aia.rwth-aachen.de

(RWTH, Aachen)
Tel.: 0241 / 80 95410

Prof. Dr. L. Tichy
lorenz.tichy@dlr.de

(DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2341

Projektgruppen

Transportflugzeuge einschl.
Triebwerksintegration

Multidisziplinäre Optimierung und
Neue Konfigurationen

Turbulenzforschung/-modellierung

Hyperschallaerothermodynamik

Flow Control, Transition und
Laminarhaltung

Hochagile Konfigurationen

Drehflügler-aerodynamik

Technische Strömungen

Sprecher:

Dr. A. Seitz (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2888
E-mail: arne.seitz@dlr.de

Dr. M. Hepperle (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-3337
E-mail: martin.hepperle@dlr.de

und

Dipl.-Ing. D. Reckzeh (Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-2136
E-mail: daniel.reckzeh@airbus.com

Prof. Dr. W. Schröder (RWTH, Aachen)
Tel.: 0241 / 80 95410
E-mail: office@aia.rwth-aachen.de

und

Prof. Dr. N. Adams (Technische Universi-
tät München)
Tel.: 089 / 289-16120
E-mail: Nikolaus.Adams@tum.de

Dr. T. Eggers (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2436
E-mail: Thino.Eggers@dlr.de

und

P. Nöding (Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 539-4752
E-Mail: peter.noeding@airbus.com

Dr. A. Büscher (Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-4268
Email: alexander.buescher@airbus.com

Dr. R. Höld (MBDA Deutschland GmbH,
Schrobenhausen)
Tel.: 08252 / 99 8845
E-mail: roland.hoeld@mbda-systems.de

Dr. A. Gardner (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2267
E-mail: anthony.gardner@dlr.de

Prof. Dr. C. Wagner (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2261
E-mail: claus.wagner@dlr.de

Fachkreise:

siehe hierzu die

„Querschnittsthemen (Q)“ der DGLR unter www.dglr.de:

Aeroelastik und Strukturdynamik
Q 1.2

Prof. Dr. L. Tichy (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2341
E-Mail: lorenz.tichy@dlr.de

Fluid- und Thermodynamik
Q 2

Dr. B. Eisfeld (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-3305
E-mail: Bernhard.Eisfeld@dlr.de

Numerische Aerodynamik
Q 2.1

Prof. Dr. N. Kroll (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2440
E-mail: norbert.kroll@dlr.de

Experimentelle Aerodynamik
Q 2.2

Dr. C. Breitsamter (Technische Universität München)
Tel.: 089 / 289-16137
E-mail: christian.breitsamter@aer.mw.tum.de

Strömungsakustik/Fluglärm
Q 2.3

Prof. Dr. J. Delfs (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2170
E-mail: jan.delfs@dlr.de

Versuchsanlagen
Q 2.4

Prof. Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord)
Tel.: 0031 527 / 248521
E-mail: dnw@nlr.nl

Wissenschaftlicher Koordinator

Prof. Dr. Claus Wagner (DLR Göttingen)
Tel. 0551 / 709-2261
E-mail: claus.wagner@dlr.de

Stand: Oktober 2019

Verfassen von „Mitteilungen“:

Die Anmeldungen zum STAB-Symposium bzw. STAB-Workshop werden bei der jeweiligen Veranstaltung als Bericht/Proceedings an die Teilnehmer verteilt.

Die Mitteilung ist eine zweiseitige Kurzfassung des Beitrags, bei der nur der unten dargestellte Kopf vorgegeben ist.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Thema / Titel des Beitrags

Autor(en)

Institution

Adresse

E-mail

Bitte halten Sie sich bei der Anmeldung zur STAB-Veranstaltung unbedingt an die vorgegebenen zwei Seiten pro „Mitteilung“.

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

Der Druck erfolgt weiterhin ausschließlich in schwarz/weiß.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung:

Tel.: 0551 / 709 - 2464

Fax: 0551 / 709 - 2241

E-mail: stab@dlr.de

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter/Ihre Fachkreisleiter/Ihre Geschäftsstelle

The **CEAS Aeronautical Journal** and the **CEAS Space Journal** have been created under the umbrella of CEAS to provide an appropriate platform for excellent scientific publications submitted by scientists and engineers. The German Aerospace Center (DLR) and the European Space Agency (ESA) support the journals.



CEAS Aeronautical Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies
ISSN: 1869-5582 (Print), 1869-5590 (Online)
Springer Wien
<http://www.springer.com/13272>

Editor-in-chief: Rolf Henke, DLR, Cologne
Managing editors: Cornelia Hillenherms, DLR, Cologne

The journal is devoted to publishing results and findings in all areas of aeronautics-related science and technology as well as reports on new developments in design and manufacturing of aircraft, rotorcraft, and unmanned aerial vehicles. Of interest are also (invited) in-depth reviews of the status of development in specific areas of relevance to aeronautics, and descriptions of the potential way forward. Typical disciplines of interest include flight physics and aerodynamics, aeroelasticity and structural mechanics, aeroacoustics, structures and materials, flight mechanics and flight control, systems, flight guidance, air traffic management, communication, navigation and surveillance, aircraft and aircraft design, rotorcraft and propulsion.

The journal publishes peer-reviewed original articles, (invited) reviews and short communications.



CEAS Space Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies
ISSN: 1868-2502 (Print), 1868-2510 (Online)
Springer Wien
<http://www.springer.com/12567>

Editor-in-chief: H. Dittus (DLR, Cologne, Germany)
Managing editors: R. Bureo Dacal (ESA, Noordwijk, The Netherlands),
W. Kordulla (DLR, Cologne, Germany), S. Leuko (DLR, Cologne, Germany)
Honorary editor: C. Stavriniadis (Imperial College, London, UK)

The journal is devoted to new developments and results in all areas of space-related science and technology, including important spin-off capabilities and applications as well as ground-based support systems and manufacturing advancements. Of interest are also (invited) in-depth reviews of the status of development in specific areas of relevance to space, and descriptions of the potential way forward. Typical disciplines of interest include mission design and space systems, satellite communications, aerothermodynamics (including physical fluid dynamics), environmental control and life support systems, materials, operations, space debris, optics, optoelectronics and photonics, guidance, navigation and control, mechanisms, propulsion, power, robotics, structures, testing and thermal issues.

The journal publishes peer-reviewed original articles, (invited) reviews and short communications.

1. Projektgruppe „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“

Seite

Ehrle Waldmann Lutz Krämer	Flow Separation of the NASA Common Research Model at Low Mach Numbers	20
Eisfeld Braun Togiti Stürmer	Numerische Simulation des NASA-Eckenströmungsexperimentes mit einem Reynolds-Spannungsmodell	22
Klug Radespiel	Impact of a fuselage flap on the lift distribution of a transport aircraft	24
Müller Lutz Krämer	Numerical Simulation of the FNG Wing in Turbulent Inflow	26

2. Projektgruppe „Multidisziplinäre Optimierung und neue Konfigurationen“

Herzog	Numerische Untersuchung von verteilten Antrieben	28
Pflüger Breitsamter	Experimental Investigations of a Full Model with Adaptive Elasto-Flexible Membrane Wings	30
Schollenberger Lutz Krämer	Numerische Simulation der Interaktionen zwischen Flächenendpropellern und Randwirbeln	32
Ullah Seel Lutz Krämer	Combination of Dynamic Actuators for Active Gust Alleviation – A 2.5D Study	34
Wunderlich	Einfluß der Profildicke auf die Flügelmasse bei hochgestreckten Flügeln in Faserverbundbauweise	36

3. Projektgruppe „Turbulenzforschung/-modellierung“

Eich Kähler	Großskalige Strukturen in turbulenten Grenzschichten unter dem Einfluss von positiven Druckgradienten bis hin zur Strömungsablösung	38
François Probst, S.	Numerical Simulation of a Longitudinal Vortex	40
Gibis Wenzel Kloker Rist	Self-similar compressible turbulent boundary layers with pressure gradients – Part 2: Self-similarity analysis of the outer layer	42
Weinschenk Wenzel Rist	Identification of Lagrangian Coherent Structures (LCS) in a flat-plate turbulent boundary layer with adverse pressure gradient	44

Wenzel Gibis Kloker Rist	Self-similar compressible turbulent boundary layers with pressure gradients – Part 1: Direct numerical simulation and assessment of Morkovin's hypothesis	46
-----------------------------------	--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	----

4. Projektgruppe „Hyperschallaerothermodynamik“

Chiapparino Stemmer	Numerical Investigation on High-Temperature Effects on Hypersonic Transitional Flows	48
Denis	Thermal Ablation Measurements in Hypersonic Shock Tunnels	50
Hoppe Hepp Hannemann, V. Hannemann, K.	Comparison of Slip-flow Boundary Conditions for Perfect Gas Hypersonic Flow Simulations	52
Kosareva Shoev	Validation of non-equilibrium models in CO ₂ containing flows in condition of ground facility	54
Lunte Schüle	Verstärkung der Wärmeübertragung in transitionellen Stoß-Grenzschicht Wechselwirkungen	56
Oblapenko Goldstein Varghese Moore	Velocity-space Hybrid Solver for Modelling Non-equilibrium Rarefied Flows	58
Surujhlal Camillo Wagner, A.	Distributed roughness-induced transition in a hypersonic boundary-layer on a cone	60
Ulrich Stemmer	Roughness-Induced Transition in a Re-Entry Scenario of a Hemispherical Capsule in the light of various Chemical Models for High-Temperature Gas Effects	62

5. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“

Fahland Stroh Gatti Frohnäpfel	Untersuchungen der Strömungskontrolle bei turbulenter Grenzschicht durch wandnormales, homogenes Ausblasen und Einsaugen mittels RANS	64
Greiner Würz	Turbulent Inflow Conditions and Laminar Separation Bubbles: Inflight Measurements of Turbulent Spectra for Wind Tunnel Experiments	66
Ohno Romblad Khaled Rist	Linear Stability Analysis of an Oscillating Airfoil Boundary Layer	68
Puckert Rist	Experimentelle Untersuchung von Synchronisationseffekten hinter Rauigkeiten in der laminaren Grenzschicht	70
Schrauf von Geyr	Some results from the AFLoNext Flight Tests with the A320 HLFC VTP	72
Ströer Krimmelbein Krumbein Grabe	Stability-Based Transition Transport Modeling for Unstructured Computational Fluid Dynamics Considering Compressibility Effects and Laminar Separation	74

Wu Rist	Numerical investigation of boundary layer instability with rotating cylindrical roughness element	76
 6. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“		
Mielke Klatt Mundt	Investigation of the Magnus effect for finned bodies in subsonic, transonic and supersonic flow	78
Schnepf Schüle Klevanski	Untersuchung zur Seitenstrahl-induzierten Schubvektorsteuerung und Vergleich mit einer schwenkbaren Düse anhand der induzierten Steuerkräfte	80
Werner	Global Stability Analysis of the Interaction between a Vortex and an Oblique Shock	82
 7. Projektgruppe „Technische Strömungen“		
Dannhauer	Strömungssimulationen als Teil des virtuellen Autoklaven	84
Hösgen Meinke Schröder	Large-Eddy-Simulation of the full 3D rim seal flow of a one-stage axial-flow turbine	86
Nabikhani Weinman Wilhelmi Bell Heine Wagner, C.	Sensitivity of Aerodynamic Force Coefficients to Changes in Onflow Velocity Components for a 1/4 Scale Automobile Model	88
Öngüner Bell Burton Henning	Experimentelle Nachbildung einer Grenzschicht im hinteren Bereich eines langen Güterzuges	90
 8. Fachkreis „Aeroelastik und Strukturdynamik“		
Reinbold Sørensen Breitsamter	Aeroservoelastic Simulations Exploiting High Fidelity Methods	92
 9. Fachkreis „Numerische Aerodynamik“		
Aggarwal Hartmann	LU-SGS preconditioned Newton-Krylov solver applied to industrial relevant test cases	94
Genuit Keßler Krämer	Eine Chimera-Methode für Discontinuous-Galerkin Verfahren hoher Ordnung	96
Herr Probst, A.	Effiziente Modellierung wandnaher Turbulenz in hybriden RANS/LES Simulationen	98

10. Fachkreis „Experimentelle Aerodynamik“

Franzmann Leopold Mundt	Experimental Determination of Pitch Damping Coefficients in a Wind Tunnel using a Wire Suspension	100
Heckmeier Breitsamter	Gaußprozesse zur Kalibrierung von aerodynamischen Sonden	102
Lühder Schülein	Automatisierte Auswertung der optischen Wandschubspannungsmessung	104
Ruhland Breitsamter	Transport Aircraft Wing Investigations aimed on Crow Instability Excitation and High Lift Increase by Oscillating Flaps	106
Schwedt	Bestimmung der Polaren von Modellflugzeugen und Papierfliegern aus Freiflugmessungen	108

11. Fachkreis „Strömungsakustik/Fluglärm“

Satcunanathan Meinke Schröder	A Revised Model for Sound Propagation in Porous Media	110
Zhang Oberlack	Acoustic modes of sub- and supersonic boundary layer flows	112

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge

Flow Separation of the NASA Common Research Model at Low Mach Numbers

Maximilian Ehrle, Andreas Waldmann, Thorsten Lutz und Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
ehrle@iag.uni-stuttgart.de

Introduction: The NASA Common Research Model (CRM) has established itself as a widely used configuration for aerodynamic studies focusing on contemporary aircraft designs. In the recent past, the authors' working group has been involved in flow physics studies of the CRM [1,4]. The common aim of these works is a better understanding of the flow phenomena occurring at or beyond the flight envelope boundaries. These pursuits are driven by the need to better predict aerodynamics and loads in the development process of an aircraft before performing flight tests. Reliable computational simulation methods are the key for such studies. As previous studies showed, hybrid RANS/LES methods have provided good results in the post-Stall region [4]. In the interest of understanding the entire attainable angle of attack range, moderate α values between the onset of separation and the fully separated post-stall conditions need to be considered. Such conditions pose the additional difficulty of a possibly unsteady separation line, spanwise variations of separation characteristics and unsteady reattachment phenomena.

Test Case and Numerical Setup: The present investigation focuses on beginning stall for these conditions at the CRM at $M_\infty = 0.25$ and $Re_\infty = 11.6 \cdot 10^6$. Flow separation characteristics are analysed by the three hybrid RANS/LES models IDDES, DDES and AZDES. The simulations were conducted using the TAU flow solver provided by DLR [3]. The most recent low dissipation and low dispersion models [2] are employed in order to ensure a high accuracy of the turbulence propagation in the separation area and wake. Flow separation is investigated in terms of spanwise and chordwise separation position as well as the impact on the wake recirculation area, with associated changes to the dynamics of the wake. Solutions of the aforementioned different hybrid RANS/LES models are compared with each other as well as the differences of the flow phenomena related to different angles of attack, respectively.

Exemplary Results: Pressure distributions are compared to experimental data from the European Strategic Windtunnel Improved Research Potential (ESWIR^P) project. For $\alpha = 12^\circ$, the mean pressure distributions at different spanwise positions are shown in Figure 1.

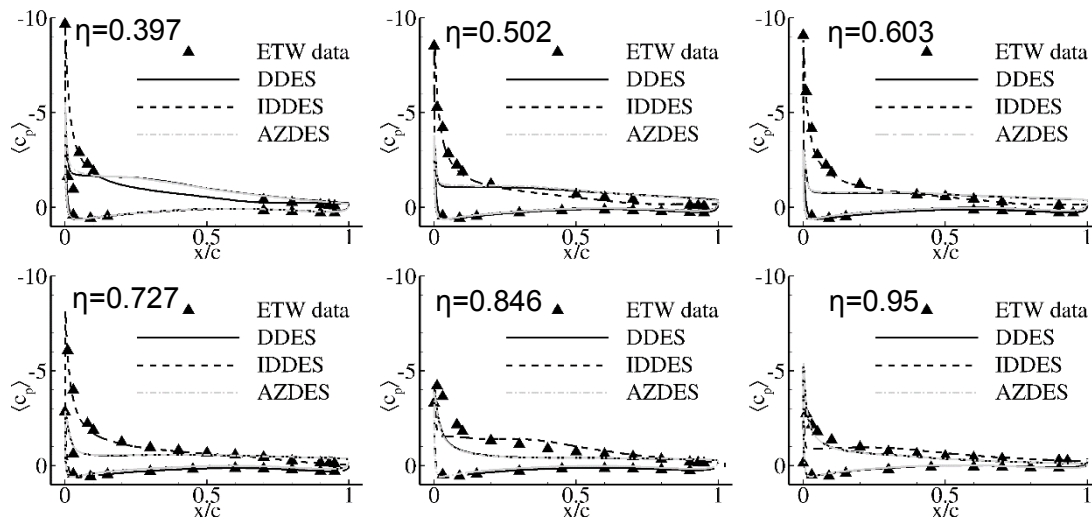


Figure 1: Mean c_p on the wing surface at several spanwise slices $\eta = \frac{y}{b/2}$, $\alpha = 12^\circ$

STAB

Between 40% and 73% halfspan, IDDES matches very well with the experiment by reproducing the suction peak near the leading edge and the overall pressure distribution. In contrast, AZDES and DDES yield an immediate rise of pressure c_p in the vicinity of the leading edge followed by a plateau of constant pressure which hints at separated flow. Both AZDES and DDES underestimate the pressure level on the wing suction side downstream of $x/c=0.3$.

At the two outboard positions the IDDES shows an immediate rise of c_p as well as constant c_p further downstream, which indicates flow separation. DDES and AZDES show a smoother increase of pressure which matches the experimental data at 95% halfspan. The experimental data show a smoother increase of pressure downstream of the suction peak throughout the entire wingspan, which leads to the assumption that no flow separation occurred at 12° in the experiment. Consequently, all three models seem to overestimate flow separation at $\alpha = 12^\circ$. The IDDES matches best with the experiment in inboard regions while DDES and AZDES show better agreement at the wing tip region.

Figure 2 shows snapshots of the turbulent structures above the wing's suction side for the three different hybrid RANS/LES models at $\alpha = 12^\circ$ visualized by means of λ_2 isosurfaces. Besides the difference in separation size, which could already be observed in Figure 1, the AZDES and DDES show a similar development of turbulent structures. The IDDES shows a quicker development of small eddy structures directly downstream of the separation and smaller turbulent structures in the entire separation zone.

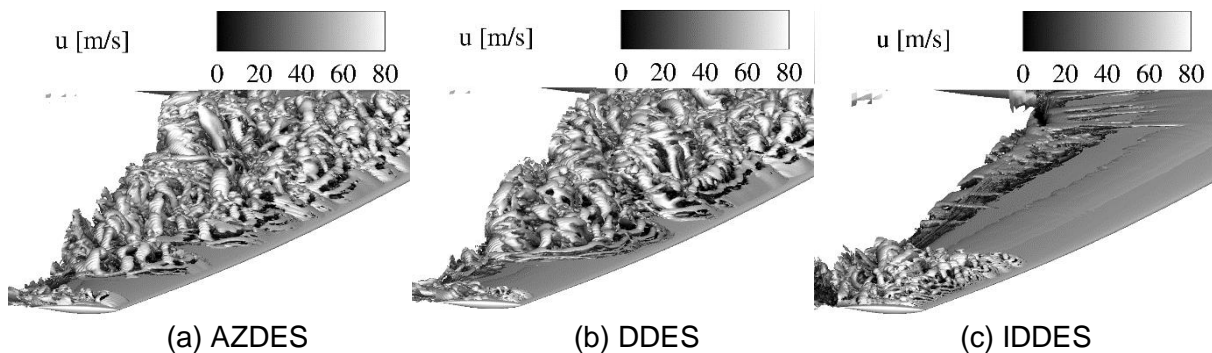


Figure 2: Surfaces of $\lambda_2 = -100000$ at $\alpha = 12^\circ$ colored by streamwise velocity

To conclude, a spanwise variation of separation characteristics can be observed between the simulations at an angle of attack of 12° . While all three hybrid RANS/LES models overestimate flow separation, the IDDES yields better agreement in comparison to experimental data but still overpredicts flow separation in the wing tip region. This different behavior might be traced back to a difference in the filter width definition of the models, where the IDDES leads to the development of small scale turbulent structures and their accelerated breakup. Simulations at an angle of attack of 14° showed similar results for all three models in terms of the spanwise extent of flow separation. At this angle of attack, IDDES also showed smaller turbulent structures and overall a smaller extent of the recirculation area over the wing surface.

Acknowledgements: The work is funded by the German Research Association (DFG) in the project LU 809/8. Furthermore, the authors gratefully acknowledge DLR for providing the TAU source code. We would also like to thank the High Performance Computing Center Stuttgart (HLRS) for the support and the computational resources.

References

- [1] Lutz, T., Gansel, P.P., Waldmann, A., Zimmermann, D.M., Schulte am Hülse, S.A.: Time-Resolved Prediction and Measurement of the Wake Past the CRM at High Reynolds Number Stall Conditions. *Journal of Aircraft* **53**(2), 501–514 (2016). <https://doi.org/10.2514/1.C033351>
- [2] Probst, A., Schwamborn, D., Garbaruk, A., Guseva, E., Shur, M., Strelets, M., Travin, A.: Evaluation of Grey Area Mitigation Tools within Zonal and Non-Zonal RANS-LES Approaches in Flows with Pressure Induced Separation. *International Journal of Heat and Fluid Flow* **68**, 237–247 (2017)
- [3] Schwamborn, D., Gerhold, T., Heinrich, R.: "The DLR TAU-Code, Recent Applications in Research and Industry." *European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2006* (Sep 2006)
- [4] Waldmann, A., Gansel, P.P., Lutz, T., Krämer, E.: Unsteady Wake of the NASA Common Research Model in Low-Speed Stall. *Journal of Aircraft* **53**(4), 1073–1086(2016). <https://doi.org/10.2514/1.C033413>

Mitteilung

Projektgruppe: Transportflugzeuge

Numerische Simulation des NASA-Eckenströmungsexperiments
mit einem Reynolds-Spannungsmodell

Bernhard Eisfeld, Sebastian Braun, Vamshi Togiti, Arne Stürmer
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig,
bernhard.eisfeld@dlr.de

Einleitung

Am Übergang zwischen Flügel und Rumpf von Transportflugzeugkonfigurationen kann es, abhängig von deren Gestaltung, ab einem bestimmten Anstellwinkel zur Strömungsablösung an der Flügelhinterkante kommen. Die Genauigkeit numerischer Simulationen dieses Phänomens wird dabei vom verwendeten Turbulenzmodell bestimmt, wobei vor allem lineare Wirbelviskositätsmodelle Defizite aufweisen. Bisherige experimentelle Daten lassen jedoch kaum mehr als qualitative Vergleiche zu [2].

Aus diesem Grund wurde bei NASA Langley ein aufwendiges Experiment an einer generischen Flugzeugkonfiguration durchgeführt, bei dem das Strömungsfeld vor allem im Bereich der Ablöseblase im Detail vermessen wurde. Ziel ist es, hochwertige Daten bereitzustellen, die sowohl eine quantitative Validierung bestehender Turbulenzmodelle erlauben als auch als Grundlage für weitere Modellverbesserungen dienen soll [3].

Das DLR wurde eingeladen, numerische Simulationen mit dem SSG/LRR- ω -Reynolds-Spannungsmodell [1] durchzuführen, um sie mit den bislang verfügbaren Messdaten zu vergleichen.

Durchgeführte Untersuchungen

Um aussagekräftige Ergebnisse über das Verhalten eines Turbulenzmodells zu erhalten, muss der numerische Fehler der Simulation deutlich kleiner als der Modellfehler sein. Insbesondere ist der Netzeinfluss zu minimieren.

Zu diesem Zweck wurde das Nahfeld der Konfiguration strukturiert vernetzt, weil damit auch im Bereich der im Mittelpunkt stehenden Flügel-Rumpf-Verschneidung eine hohe Netzqualität erzielt wird. Drei systematisch verfeinerte Nahfeldnetze mit $N = 18 \cdot 10^6$ bis $N = 143 \cdot 10^6$ Punkten erlauben eine Analyse des Netzeinflusses auf die Vorhersage. Das Nahfeldnetz wird dabei in ein unstrukturiertes Fernfeldnetz eingebettet, das wahlweise eine Simulation im Freiflug oder im Windkanal ermöglicht.

Zur Überprüfung von Modelleinflüssen wurden die numerischen Simulationen mit unterschiedlichen Varianten des SSG/LRR- ω -Modells durchgeführt. Neben vollturbulenten Simulationen soll der Einfluss der im Experiment fixierten Transition auf das Ergebnis untersucht werden.

Ergebnisse

Bisher konzentriert sich die Untersuchung auf vollturbulente Simulationen. Dabei wurde, ähnlich wie in anderen Studien, eine sehr geringe Abhängigkeit des Ergebnisses von der Netzfeinheit festgestellt [4]. Dies betrifft sowohl klassische aerodynamische Kennzahlen wie Auftriebs- und Widerstandsbeiwert, Abb. 1, als auch detaillierte Größen wie die Länge und Breite der vorhergesagten Ablöseblase, Abb. 2. Diese fällt etwas kleiner als im Experiment aus. Die Druckverteilung auf dem Flügel ist in guter Übereinstimmung mit den Messungen. Allerdings wird nahe am Rumpf die Saugspitze unterschätzt. Beides könnte auf einen in den Rechnungen noch nicht berücksichtigten Einfluss der Transition hindeuten.

Schlussfolgerungen und Ausblick

Die bisherigen Ergebnisse lassen Reynolds-Spannungsmodelle als besonders geeignet für die numerische Simulation von Eckenströmungen erscheinen. Dieser Befund soll durch weitere Simulationsrechnungen untermauert werden.

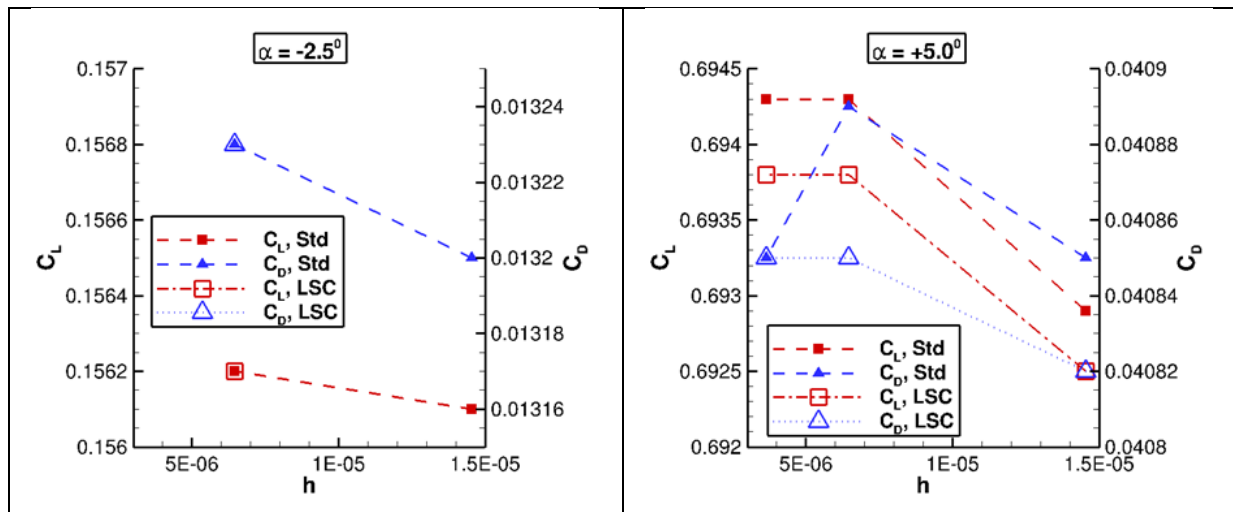


Abb. 1: Auftriebs- und Widerstandsbeiwert unter Netzverfeinerung für zwei Anstellwinkel.

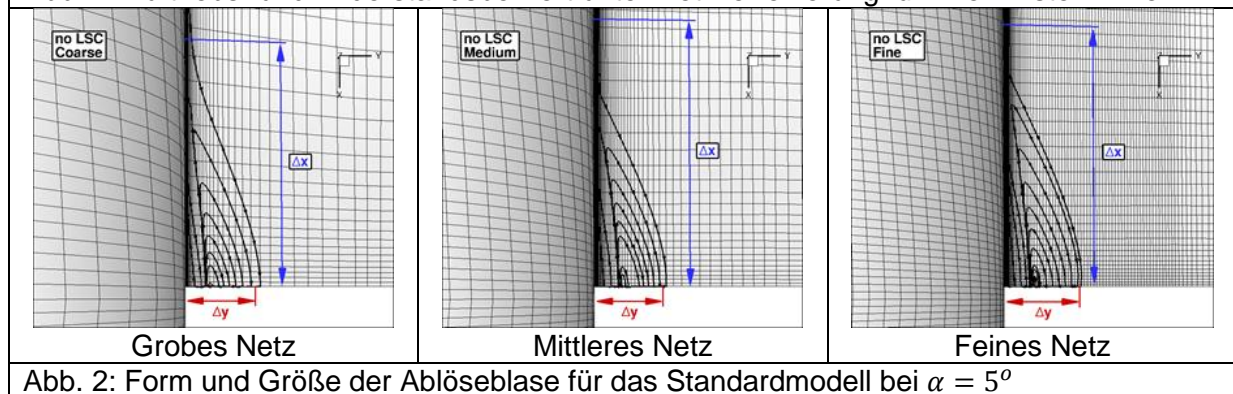


Abb. 2: Form und Größe der Ablöseblase für das Standardmodell bei $\alpha = 5^\circ$

Literatur

1. Eisfeld, B., Brodersen, O.: *Advanced Turbulence Modelling and Stress Analysis for the DLR-F6 Configuration*, AIAA-Paper 2005-4727, 2005.
2. Levy, D., Laflin, K., Tinoco, E., Vassberg, J. Mori, M., Rider, M., Rumsey, C., Wahls, R., Morrison, J., Brodersen, O., Crippas, S., Mavriplis, D., Murayama, M.: *Summary of Data of the Fifth Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop*, Journal of Aircraft, 51 (2014) 1194-1213.
3. Rumsey, C.L., Neuhaert, D.H., Kegerise, M.A.: *The NASA Juncture Flow Experiment: Goals, Progress, and Preliminary Testing*, AIAA-Paper 2016-1557, 2016.
4. Togiti, V., Eisfeld, B., Brodersen, O.: *Turbulence Model Study for the Flow Around the NASA Common Research Model*, Journal of Aircraft, 51 (2014) 1331-1343.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschließlich Triebwerksintegration

Impact of a fuselage flap on the lift distribution of a transport aircraft

Autor

Lorenz Klug, Rolf Radespiel

Institut für Strömungsmechanik, Hermann-Blenk-Straße 37, 38108 Braunschweig,
lorenz.klug@gmail.com

Abstract :

A fuselage flap is investigated as a potential method to alleviate gust loads on a transport aircraft at transonic speeds. The flap is deflected in a static and dynamic mode. In both cases the change of lift is detected. It is shown that the most effective position of the flap is right above the leading edge, reaching maximum aerodynamic impact. CFD simulations are performed by DLR TAU code. The overall impact of the fuselage flap on the lift distribution of the wing either in static modes turns out to be relatively small. The dynamic mode is still under investigation.

Introduction :

A gust impacting the aircraft at transonic speeds results in a dynamic response of the entire aircraft. That leads to passengers discomfort and more importantly to overstress of structural components. Next to reduce of weight gust alleviation offers simultaneously an increase of performance of the aircraft such as reducing manoeuvre loads [1,2].

Conventional concepts for adjusting lift rely on flaps being implemented at different locations of the wing. In presented case a flap on the fuselage at the wing root of the leading edge is investigated as a useful item to change the lift along the wing. Figure 1 shows different perspectives of the fuselage flap.

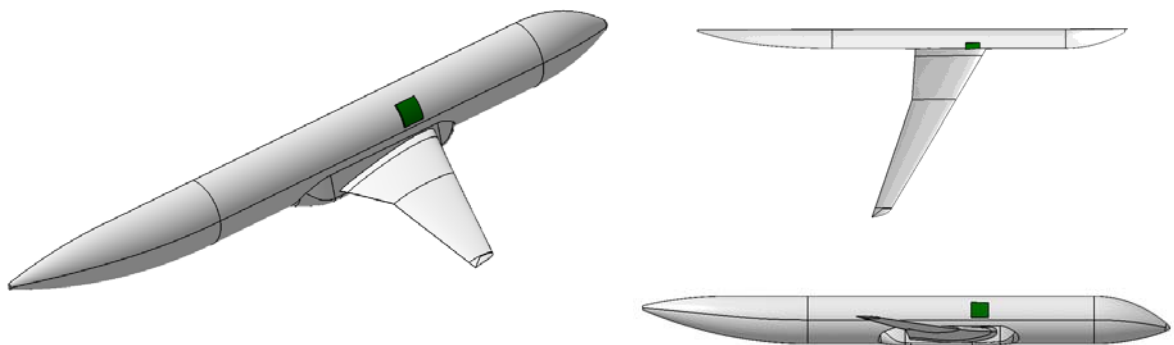


Figure 1 : LEISA configuration with green coloured fuselage flap

Numerical setup and flow conditions :

The DLR TAU code version 2018.1.0. is used in steady and unsteady mode. Spatial discretisation is reached by central scheme. A backward scheme is used for time discretisation. The dynamic flapping mode is divided into 50 steps. Preliminary investigations are based on an euler grid with $4.5 \cdot 10^6$ cells. Transonic flow conditions come along with a freestream velocity of $Ma=0.8$ at an altitude of $h=35\,000$ ft.



Figure 2 : Farfield and surface grid of LEISA configuration

Preliminary results :

A fuselage flap with a size of $1500\text{mm} \times 1500\text{mm}$ is deflected by 5° . Figure 3 shows the results for the static mode and its impact on the circulation distribution. Mainly the inner part of the wing up to $\gamma=0,4$ is influenced.

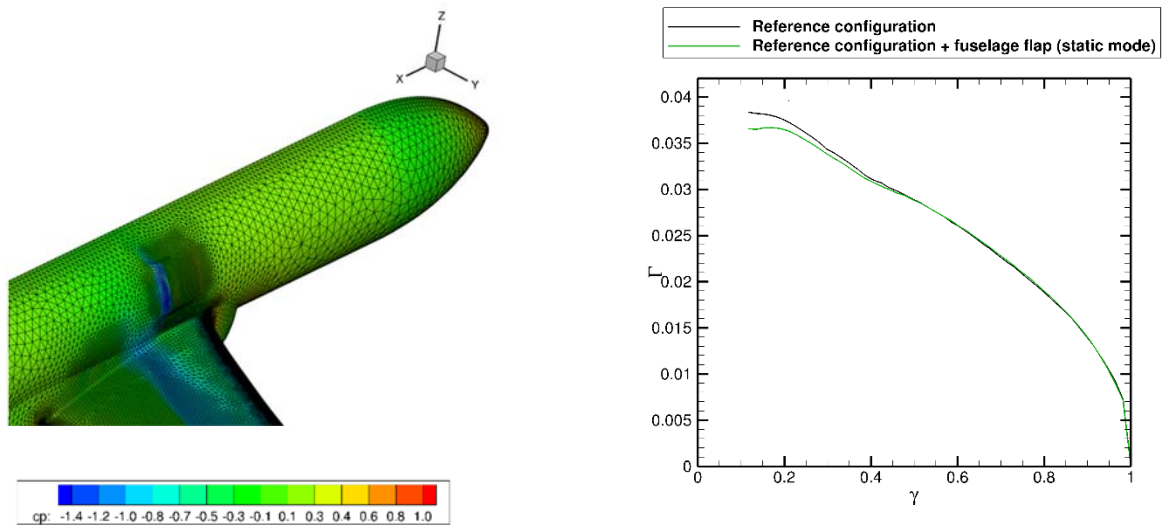


Figure 3 : Surface grid and pressure distribution of deflected fuselage flap (static)

Conclusion and results to be included in final presentation

Even though the fuselage flap is of remarkable size, its impact on the lift distribution in static mode is relatively small. The change of lift is limited to an area close to the fuselage, whereas the outer wing remains mostly unchanged. In future works the dynamic deflection mode will be investigated further.

Literature :

- [1] Q. Zhou, G. Chen, Y. Li ; Aeroelastic Moving Gust Responses and Alleviation based on CFD, AIAA conference 2016 – 3837
- [2] Investigation of the Flow Structure Around a Rapidly Pitching Airfoil, AIAA Journal Vol. 27, No. 8

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Numerical Simulation of the FNG Wing in Turbulent Inflow

Jens Müller, Thorsten Lutz, Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
jens.mueller@iag.uni-stuttgart.de

Introduction

When flying at low altitudes, aircraft interact with atmospheric turbulence involving a broad wave number range. This interaction affects aerodynamic performance, passenger comfort, and leads to dynamic loads on the aircraft structure. Hence, it is important to understand and evaluate the effects of atmospheric turbulence on aircraft. Numerical simulations of statically and dynamically disturbed inflow were carried out, for example, by Wawrzinek et al. within the DFG research unit FOR 1066 [1] using the DLR flow solver TAU. While these investigations used statically and dynamically disturbed inflow, numerical simulations of the interaction of aircraft with realistic broadband atmospheric turbulence are conducted within the current research project VitAM-Turbulence.

Numerical Approach

The wing of the “Flugzeug Nächster Generation” (FNG, in English “Next Generation Aircraft”) [2] in clean configuration is considered within this work as a representative for today’s conventional transport aircraft. The reference inflow condition for the current investigation is subsonic flow at $M = 0.25$ and $Re = 11.6 \times 10^6$ with respect to the Mean Aerodynamic Chord (MAC) of the FNG wing.

Atmospheric turbulence based on the isotropic von Kármán spectrum is generated prior to the numerical simulations using the Mann model [3] and supplied to the flow solver. This model is based on the “Rapid Distortion Theory” and describes the second order statistics of atmospheric turbulence. The turbulent intensity is set to 5% relative to the inflow velocity.

Two different methods for representing atmospheric disturbances in CFD simulations are investigated within this work. As a reference case the atmospheric turbulence is fed into the flow field upstream of the wing using a momentum source term and resolved within the discretized flow field. Consistent with Heinrich and Reimer this physically correct method is called Resolved Atmosphere Approach (RAA) [4]. The RAA simulations are carried out using the block structured FLOWer code developed by the German Aerospace Center (DLR). Spatial discretization using the fifth order WENO scheme allows for an accurate propagation and conservation of resolved atmospheric turbulence inside the CFD simulation.

Since the numerical simulation of resolved atmospheric turbulence requires high resolution of the computational grid and therefore high computational resources, the RAA simulations are compared to simulations using a simplified method, the so-called Disturbance Velocity Approach (DVA). Here, the atmospheric disturbances are not propagated inside the flow field but added to the flux balance by superposition. Therefore, standard grid resolutions can be used which enables a fast and cost-efficient simulation. This method has been implemented into the flow solver TAU by Heinrich and Reimer and successfully used for interactions of wake vortices and 1-cos gusts [4].

Preliminary Results

In the present study the unsteady aerodynamic response of the FNG wing encountering broadband atmospheric turbulence is investigated. A reference test case where the turbulence is resolved in the flow field using the RAA is analyzed and compared to the simplified DVA. In

STAB

Figure 1 a snapshot of the FLOWer RAA simulation shows the interaction between the FNG wing and the resolved atmospheric turbulence. The influence of the atmospheric turbulence on global loads and the local pressure distributions on the wing surface is evaluated within this work. An analysis of the surface pressure spectra at different chordwise and spanwise positions compared to the velocity spectrum of the turbulent inflow enables a statement about the local changes of the turbulent length scales. As a second aspect, the capability of the simplified DVA to represent the physical processes is evaluated. In contrast to the RAA, where the impact of the airfoil on the development of the incoming atmospheric turbulence is covered, the DVA only captures the influence of the atmospheric turbulence on the wing. Exemplary the time history and the Fast Fourier Transform (FFT) of the lift signal is shown in Figure 2 for both RAA and DVA. In general, the time history of the DVA simulation is in good agreement with the RAA time history. Looking at the lift spectra the slope and the amplitudes of the DVA match with the RAA up to a reduced wave number $\kappa \approx 20$ with $\kappa = 2\pi fL/u_\infty$ where L is the length scale of the von Kármán energy spectrum used in the Mann model. For higher wave numbers the amplitude of the lift spectrum is overestimated by the DVA compared to the RAA. Hence, the main influence on the lift is covered by the DVA over a wide wave number range. Further comparisons of RAA and DVA regarding global loads and local surface pressure distributions are currently carried out. Based on previous investigations involving a wing section in turbulent inflow, higher deviations between RAA and DVA are expected for the surface pressure spectra downstream of the leading edge which play a minor role with respect to the lift spectrum.

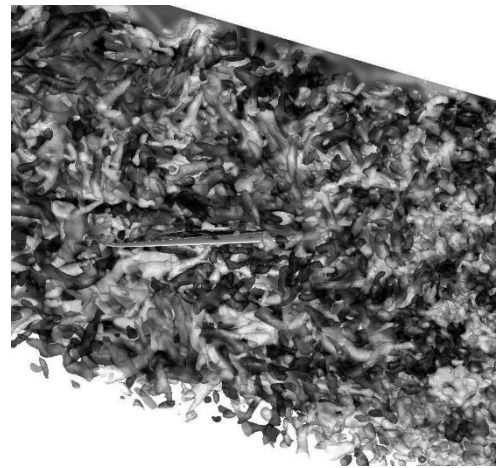


Figure 1: FNG wing in turbulent inflow with isosurfaces of constant λ_2 colored by spanwise vorticity

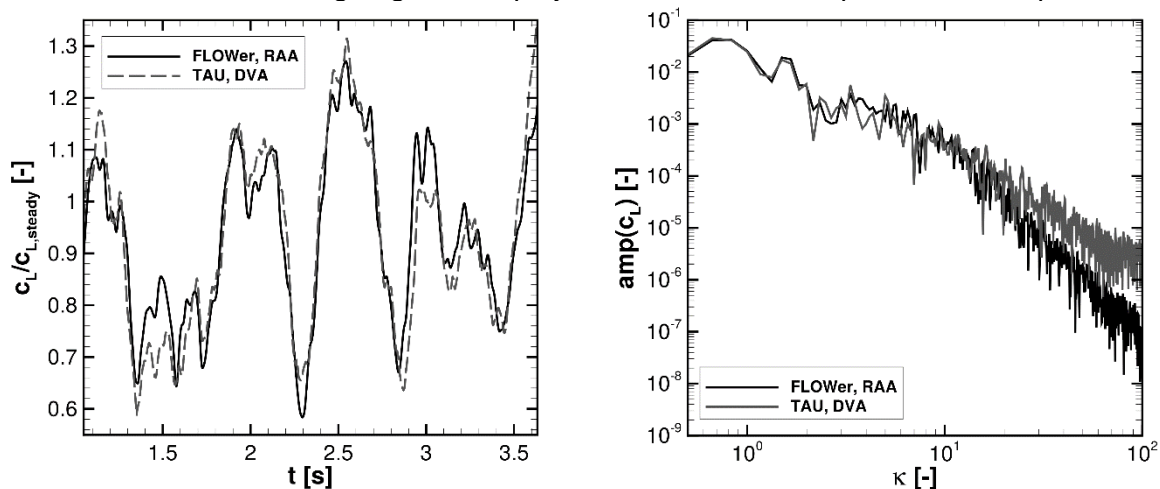


Figure 2: Comparison of RAA and DVA results; left: time history of the lift signal, right: FFT of the lift signal

Acknowledgement The authors gratefully acknowledge the Federal Ministry for Economic Affairs and Energy, which funded the work presented in this report as part of LuFo project VitAM-Turbulence.

References

- [1] Wawrzinek, K.; Lutz, T.; Krämer, E.: "Numerical Simulations of Artificial Disturbance Influence on a High Lift Airfoil", In: High Performance Computing in Science and Engineering '17, pp- 323-337, Springer, 2018
- [2] Dargel, G.; Hansen, H.; Wild, J.; Streit, T.; Rosemann, H.; Richter, K.: "Aerodynamische Flügelauslegung mit multifunktionalen Steuerflächen", DGLR Jahrbuch, 2002
- [3] Mann, J.: "The spatial structure of neutral atmospheric surface-layer turbulence", Journal of Fluid Mechanics, 273, 141-168, 1994
- [4] Heinrich, R.; Reimer, L.: "Comparison of Different Approaches for Gust Modelling in the CFD Code TAU", International Forum on Aeroelasticity & Structural Dynamics 2013, Bristol, UK, 2013

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und neue Konfigurationen

Numerische Untersuchung von verteilten Antrieben

Nikolai Herzog, Rolls-Royce
nikolai.herzog@rolls-royce.com

Der Einsatz von hybrid-elektrischen Antriebssystemen ermöglicht durch Skalierung eine Öffnung des Designraums der Antriebsintegration bei Propeller betriebenen Regionalflugzeugen. Eine geschickte Positionierung kann wie in [1] und [2] untersucht, zu einer Verbesserung des Einbauwirkungsgrades führen. Als genutzte Effekte werden hier eine Drall-Rückgewinnung durch den Flügel im Propellernachlauf als auch eine Erhöhung der gesamten Propellerfläche und folglich Wirkungsgraderhöhung, genannt. In diesem Zusammenhang wird hier eine für ein Regionalflugzeug typische Halbflügel-Konfiguration mit vier Propellern numerisch untersucht.

Während solche Interaktionseffekte bereits mit Vorauslegungsverfahren wie beispielsweise Kombinationen aus Blattelementverfahren (BEM) und potentialtheoretischen Methoden gerechnet werden können, sollen hier Berechnungsergebnisse eines RANS Verfahrens mit der Propellermodellierung nach [3] dargestellt werden. Experimentell zeigen sich in [2] und [4] gute Übereinstimmungen bei der Berechnung von Flächenendpropeller mit Actuator Line als auch Actuator Disc Verfahren. Dennoch sollen hier die Annahmen für die stationäre Konfigurationsberechnung kritisch diskutiert werden. Es sollen die sich ergebenden Auswirkungen der stationären Modellierung von Propellernachlauf für die Flügelumströmung dargestellt werden. Es soll ein Vergleich zu einer zeitlich aufgelösten Berechnungen gezeigt werden um die Auswirkungen der stationären Modellierung eines eigentlich instationären Vorgangs hierfür besser zu verstehen. Es wird der Einfluss der Propeller auf die Druck- und Schubspannungsverteilung auf der Flügeloberfläche sowie die sich daraus ergebenden Beiwertsverteilungen für verschiedene Betriebspunkte gezeigt und mit Lösungen eines vorhandenen Vorauslegungstools verglichen (siehe Abbildung).

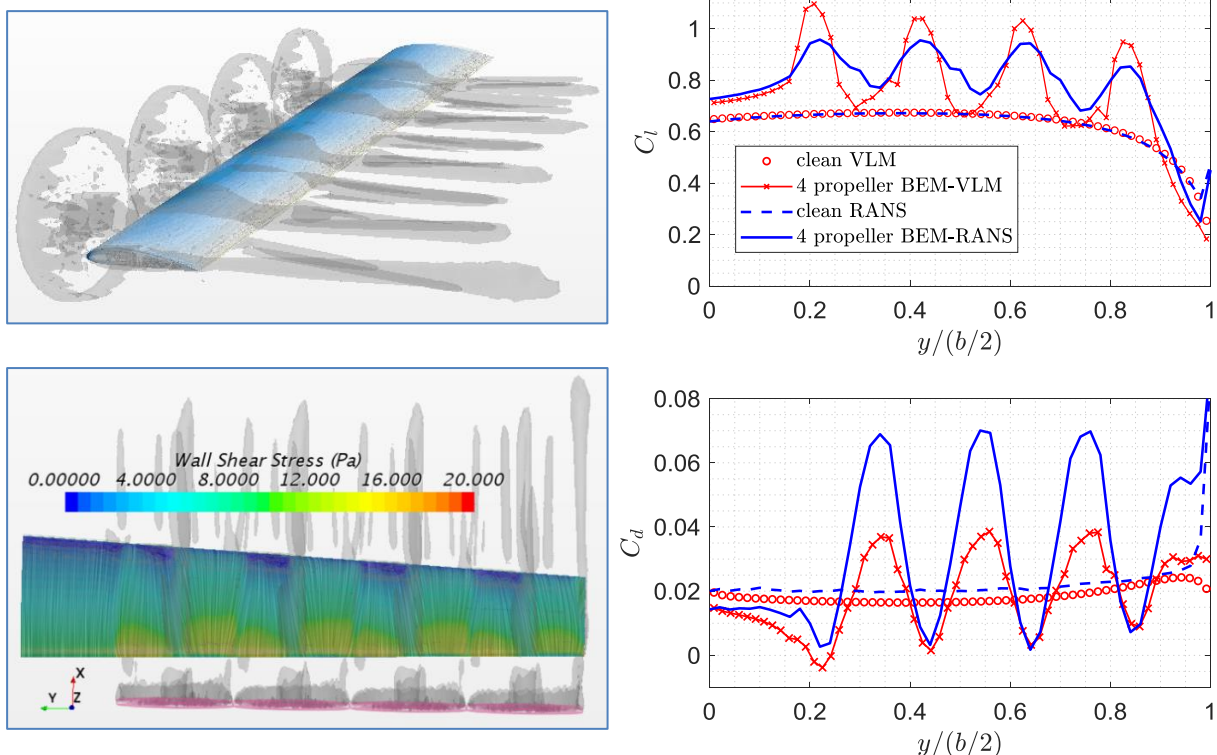


Abbildung: $Q=1000 \cdot 1/s$, Verläufe von Auftrieb und Widerstandsbeiwert über Halbspannweite sowie eine Visualisierung der Wandschubspannung auf der Flügeloberseite

STAB

Die Flügelgeometrie besteht aus einer einfachen, ungefeilten Trapezform mit einem NACA4415 Profil ohne jegliche aerodynamische oder geometrische Schränkung. Die Propeller der Traktorkonfiguration sind axial ausgerichtet und mit gleichem axialen Abstand vor dem Flügel angeordnet (siehe Abbildung). Deren Nachlauf bedeckt somit den gesamten Flügel bis auf einen inneren Teil, welcher für eine spätere Positionierung des Rumpfes freigelassen ist.

In der Auswertung werden die direkten quasistationären Reaktionskräfte des Propellers wie Schub, Drehmoment sowie die der sich ergebende Gesamtauftrieb und Widerstand (bzw. Schub), vorgegeben. Es muss hierfür der Blatteinstellwinkel sowie der Konfigurationsanstellwinkel eingestellt werden um diese Randbedingung zu erfüllen. Die Halbspannweitenverteilungen beinhalten dann jedoch nur noch die Reaktion der Strömung auf den Flügel. Ein vorhandenes Vorauslegungstool bestehend aus Blattelementmethode (BEM) und Vortex Lattice Methode (VLM) wurde zur Auslegung der Propeller und dem schnellen Ermitteln von geeignetem Anstellwinkel der untersuchten Fälle herangezogen.

Literatur

- [1] Hepperle, M. (2016) Aspects of Distributed Propulsion - A View on Regional Aircraft. Symposium Elektrisches Fliegen, 18.-19. Februar 2016, Stuttgart.
- [2] Sinnige, T., Van Arnhem, N., Stokkermans, T.C.A., Eitelberg, G. und Veldhuis, L.L.M. (2018) Wingtip-Mounted Propellers: Aerodynamic Analysis of Interaction Effects and Comparison with Conventional Layout
- [3] Rajagopalan, R.G. und Chin, L.K. (1991) Laminar Flow Analysis of a Rotor in Hover, Journal of the American Helicopter Society, 1991
- [4] Stokkermans, T., Van Arnhem, N., Sinnige, T. and Veldhuis, L.L.M. (2019) Validation und Comparison of RANS Propeller Modeling Methods for Tip-Mounted Applications, AIAA JOURNAL, Vol. 57, No. 2, February 2019

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und neue Konfigurationen

Experimental Investigations of a Full Model with Adaptive Elasto-Flexible Membrane Wings

Jonathan Pflüger, Christian Breitsamter

Technische Universität München, Fakultät Maschinenwesen

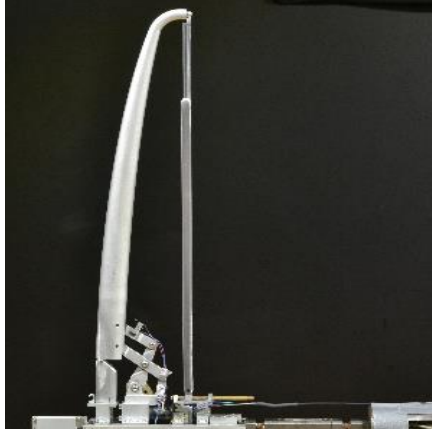
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Deutschland

Jonathan.Pflueger@tum.de

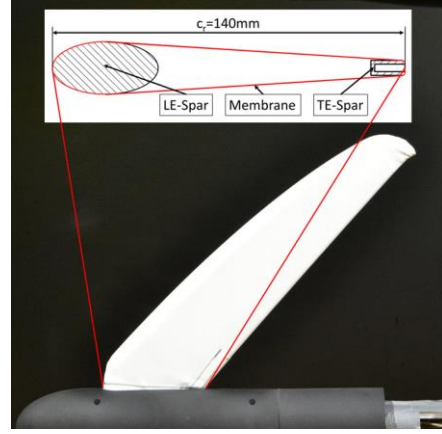
The morphing wing concept aims to constantly adapt the aerodynamics to different flight stages. The wing is able to adapt to different flight conditions by an adjustable aspect ratio (AR) and sweep. A high AR configuration provides a high aerodynamic efficiency, while a low AR configuration with highly swept wings offers good maneuverability [1]. Additionally, the flexible membrane allows the wing surface to stretch and contract in-plane, as well as the airfoil to adapt to different aerodynamic loads. In the context of this work, the aerodynamic characteristics of a full model with form-adaptive elasto-flexible membrane wings are investigated experimentally. The focus lies on the high-lift regime and on the analysis of the aerodynamic coefficients as well as on their sensitivities. Especially, the lateral aerodynamic derivatives at asymmetric wing positions are of interest.

The membrane wing wind tunnel model consists of two individually foldable wings, which provide an aspect ratio of $5 \leq AR \leq 10$ and a quarter-chord sweep angle of $5^\circ \leq \phi_{1/4} \leq 45^\circ$. The actuation of the wings is implemented by a folding mechanism of the underlying structure, see Fig. 1a. The main component of the wing structure is given by the actuated elliptical leading-edge spar, which controls the planform of the wing, and the telescope trailing-edge, which ensures a certain prestress. The membrane - an elasto-flexible textile fabric - is pulled over the structure and it is fixed at the wing root, see Fig. 1b. In addition, it shows the cross section of the wing with its components and the spanned membrane in red. The prestress of the membrane is varied by an adjustable trailing-edge. The wing root is initially set to $c_r = 140 \text{ mm}$. Figure 1c illustrates the possible combinations of the single geometric parameters. The model is mounted in the W/T test section using a rear sting on a three-axis support, see Fig. 1d. The forces and moments are measured with an internal six-component balance. The deformation of the membrane is determined with a stereo-photogrammetry system. The flow-field data in the wake region is obtained with stereo particle image velocimetry to capture the spanwise vorticity. The experiments are performed at low speed W/T conditions with a variety of Reynolds numbers of $0.13 \cdot 10^6 \leq Re_\infty \leq 0.32 \cdot 10^6$ and Mach numbers of $0.04 \leq Ma_\infty \leq 0.11$. The measurements comprise angles of attack of $-10^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$, angles of sideslip of $-16^\circ \leq \beta \leq 16^\circ$ for five symmetric and three asymmetric wing positions.

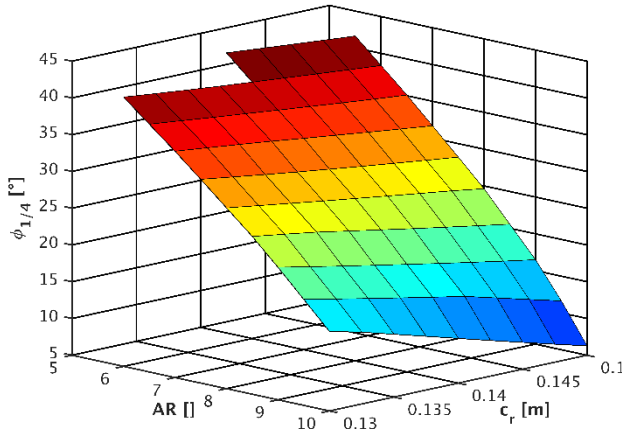
The influence of the prestress and the dynamic pressure on the aerodynamic characteristics was already investigated in a previous project [2]. The experimental results show the expected improvement of the maximum lift-to-drag ratio with an increasing AR, see Fig. 2a. Furthermore, the aerodynamic coefficients indicate a significant variation concerning lift and drag characteristics for different wing positions. Figure 2b compares the rolling moment coefficients at symmetric and asymmetric wing positions. The asymmetric wing configurations deliver significant rolling and yawing moments, which can be used for the active control of the aircraft.



a) Wing structure with the folding mechanism (High Aspect ratio Configuration HAC)



b) Wing with the elastic membrane, the fuselage and the airfoil cross section (Highly Swept Configuration HSC)

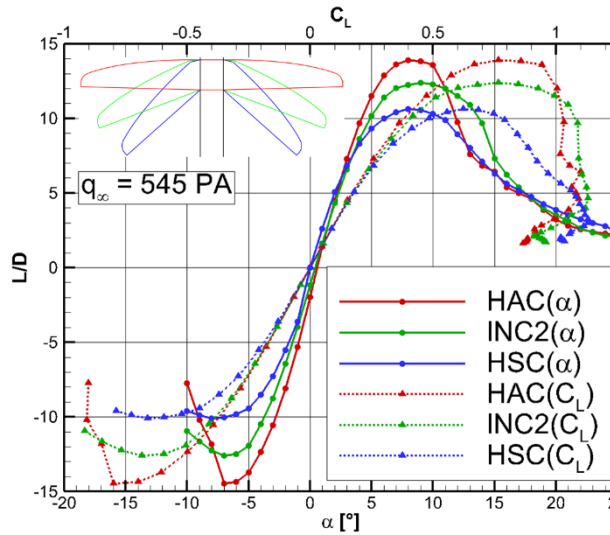


c) Geometric characteristics of the wing platform

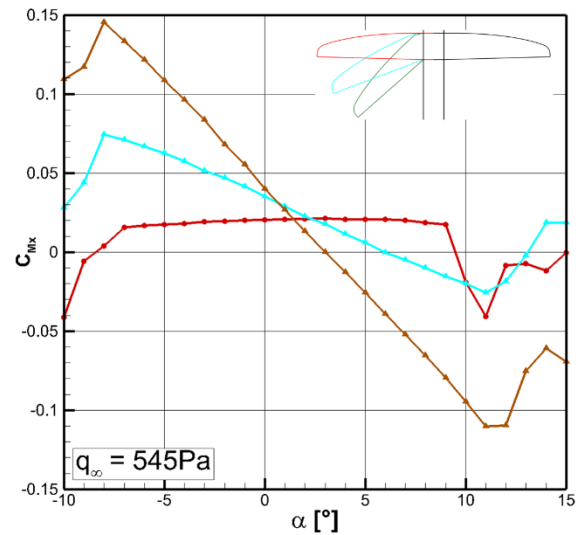


d) Full model mounted in the W/T on a three-axis support

Fig. 1: Membrane wing configuration



a) Lift-to-drag ratio at 3 symmetric wing positions (solid over α , dotted over C_L)



b) Rolling moment coefficient at symmetric and asymmetric wing positions

Fig. 2: Experimental results (High Aspect ratio Config. HAC, Intermediate Config. INC2, Highly Swept back Config.)

References

- [1] Andersen, G. R., and Cowan, D. L., eds., *Aeroelastic Modeling, Analysis and Testing of a Morphing Wing Structure*, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Reston, VA, USA, 2007.
- [2] Beguin, B., *Development and Analysis of an Elasto-Flexible Morphing Wing*. PhD Thesis, Chair of Aerodynamics and Fluidmechanics, Technical University of Munich, Munich, Germany.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und neue Konfigurationen

Numerische Simulation der Interaktionen zwischen Flächenendpropellern und Randwirbeln

Michael Schollenberger, Thorsten Lutz, Ewald Krämer

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart, Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart, schollenberger@iag.uni-stuttgart.de

Einleitung

Ein Ansatz zur Elektrifizierung von Flugzeugen ist es, durch konfigurative Änderungen eine höhere Energieeffizienz zu erreichen und dadurch den Leistungsbedarfs zu reduzieren. Im multidisziplinären LuFo*-Projekt ELFLEAN der Universität Stuttgart** werden dazu elektrisch betriebene Flächenendpropeller (engl. Wingtip-mounted Propellers, WTP) untersucht. WTPs sind an den Flügelspitzen positionierte Propeller, die eine entgegengesetzte Rotationsrichtung zu den Randwirbeln aufweisen und mit diesen in Wechselwirkung treten. Bei heutigen Propellerkonfigurationen geht ein Teil der zugeführten Energie durch Umwandlung in den Drall des Propellerstrahls verloren. Zudem treten Verluste durch die Bildung der Randwirbel an den Flügelspitzen auf. Durch eine Positionierung eines WTP vor dem Flügel (Zugpropeller-Anordnung) wirkt der Drall im Propellerstrahl dem induzierten Abwind durch den Randwirbel entgegen und reduziert somit den induzierten Widerstand. Bei einer Positionierung hinter dem Flügel (Druckpropeller-Anordnung) wirkt der Randwirbel auf die Propelleranströmung ein und erhöht die Umfangsgeschwindigkeit, woraus bei gleicher zugeführter Leistung ein erhöhter Schub resultiert. Beide Effekte reduzieren den Leistungsbedarf des Flugzeuges und wurden bereits in Windkanaluntersuchungen experimentell nachgewiesen, [1, 2]. Zum detaillierteren Verständnis der Wechselwirkungen in Abhängigkeit geometrischer Parametern, werden im aerodynamischen Teil von ELFLEAN numerische Studien durchgeführt. Der Vortrag besteht aus zwei Teilen, dem Einfluss des Netzaufbaus sowie numerischer Parameter auf die Simulationsgenauigkeit der Randwirbel und dem Einfluss geometrischer Parameter auf die aerodynamischen Wechselwirkungen.

Simulation des Randwirbels

Die Simulationen in ELFLEAN werden mit dem DLR TAU-Code, basierend auf URANS-Gleichungen durchgeführt. Da für die Erfassung der Wechselwirkungen eine möglichst geringe Dissipation der kinetischen Energie in den Randwirbeln während des Aufrollvorgangs voraussetzend ist, wurde in einer Vorstudie der Einfluss der Netzauflösung (isometrische Zelllänge 0,5/0,75/1/1,5-% der Profiltiefe) und verschiedener numerischer Verfahren (räumliche Diskretisierung, Turbulenzmodell, Wirbelkorrektur) auf die Energie im Randwirbel untersucht. Als Validierungsfall wurde ein Windkanalversuch von Chow [3] nachsimuliert, der den Aufrollvorgang eines Randwirbels an einem rechteckigen Flügelendstück mit einer Spannweite von 75% der Tiefe eines symmetrischen NACA 0012 Profils beinhaltet, Abb. 1. Die Anströmbedingungen sind $Ma = 0,152$ und $Re = 4,6 \cdot 10^6$. Die Genauigkeit der Erfassung der Energie im Randwirbel und der Dissipation in Strömungsrichtung werden im Vortrag weiter diskutiert werden, siehe Abb. 2.

*Luftfahrtforschungsprogramm V-3

** beteiligte Institute: Institut für Flugzeugbau (IFB), Institut für Flugmechanik und Flugregelung (iFR), Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG)

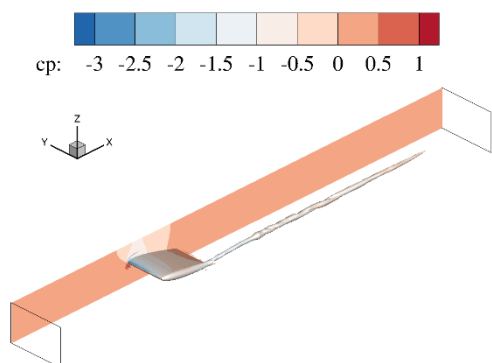


Abb. 1: Randwirbel-Validierungsfall

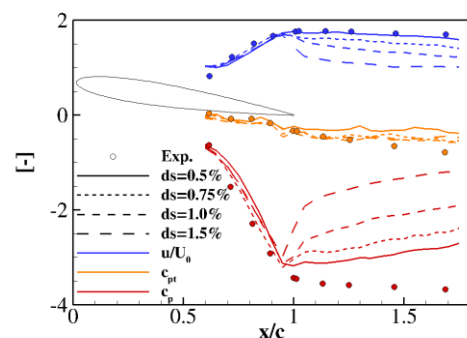


Abb. 2: Einfluss der Netzauflösung:

Simulation der aerodynamischen Wechselwirkungen

Um die Wechselwirkungen zwischen Propellern und Randwirbeln möglichst allgemein zu untersuchen, werden in ELFLEAN Studien zum Einfluss geometrischer und betriebstechnischer Parameter an einem generischen Testfall durchgeführt. Die Propeller werden durch eine instationäre randbedingungs-basierte Actuator-Line-Methode modelliert, welche durch die Autoren in den TAU-Code implementiert wurde, [4]. Als Geometrie wird eine modifizierte Anordnung des AGARD 303 E6 Testfalls von Samuelsson, [5], verwendet, bei welcher ein Propeller mit 0,64m Durchmesser ohne Gondel vor oder nach einem Rechteckflügel mit symmetrischen NACA-63-A012-Profil, einer Spannweite von 2m und einer Profiltiefe von 0,5m positioniert ist, siehe Abb. 3. Die Erkenntnisse der Vorstudie wurden bei der Netzerstellung berücksichtigt, um eine ausreichende Erfassung der Randwirbelenergie sicherzustellen. Das numerische Modell ist durch eine symmetrische Randbedingung an der Flügelwurzel gespiegelt, die Ein/Ausströmung ist durch eine Fernfeldrandbedingung realisiert. Die Anströmbedingungen $Ma = 0,15$, $Re = 1,7 \cdot 10^6$ und $\alpha = 5^\circ$ sind aus dem AGARD-Fall übernommen. Als erster Schritt der Untersuchung wurde die Variation der spannweiten Position des Propellers in Zugpropeller-Anordnung betrachtet. Dabei ergibt sich wie erwartet ein Optimum der aerodynamischen Güte c_l/c_d bei einer Position an den Flügelspitzen, d.h. durch den Einsatz eines WTP. Die Erhöhung der aerodynamischen Güte wird dabei durch drei Effekte hervorgerufen, die erhöhte axiale Geschwindigkeit im Propellerstrahl, die Aufwindwirkung auf der Seite der aufsteigenden Propellerblätter und die Verschiebung des Randwirbels durch den Propellerdrall. Im nächsten Schritt wurde der Einfluss des Abstandes zwischen Propeller und Flügel, d.h. die Position in Strömungsrichtung untersucht, sowohl in Zug- als auch in Druckpropeller-Anordnung. Dabei wurden auch Propellerpositionen außerhalb des praktikablen Bereichs betrachtet mit einem Abstand des Propellers bis zur dreifachen Profiltiefe vom Flügel. Im Fall der Zugpropeller-Anordnung wird die aerodynamische Güte c_l/c_d des Flügels durch einen größeren Abstand erhöht. Die Zunahme korreliert dabei mit der Zunahme der axialen kinetischen Energie im Propellerstrahl in Strömungsrichtung. Im Fall der Druckpropeller-Anordnung nimmt die Erhöhung des Propellerschubs Δc_T mit dem Abstand ab, obwohl der Aufrollvorgang des diskreten Randwirbels noch nicht beendet ist. Die Schubabnahme korreliert jedoch mit der Abnahme der kinetischen Energie im Flügelnachlauf. Im Vortrag wird die Positionsabhängigkeit der Effekte gezeigt werden.

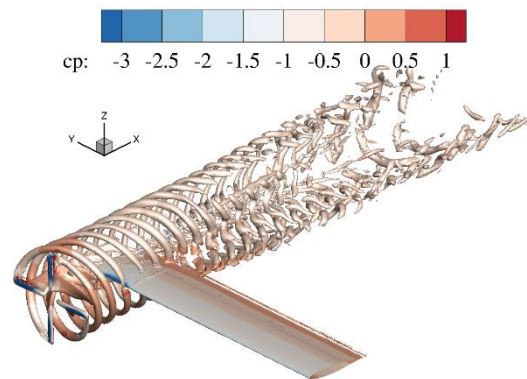


Abb. 3: Generischer WTP-Testfall in Zugpropeller-Anordnung

Danksagung

Die gezeigten Arbeiten wurden im Rahmen des LuFo-Projektes ELFLEAN durchgeführt, finanziert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie. Ein besonders Dank gilt den beteiligten Partnerinstituten IFB und iFR für die gute Zusammenarbeit in ELFLEAN.

Literatur

- [1] **Zumwalt G., Snyder M.** *Effects of Wingtip-Mounted Propellers on Wing Lift and Induced Drag.* Aircraft Journal, Vol. 6, No. 5. 1969.
- [2] **Patterson J., Bartlett G.** *Effect of a Wing-Tip Mounted Pusher Turboprop on the Aerodynamic Characteristics of a Semi-Span Wing.* AIAA PAPER 85-1286, 1985.
- [3] **Chow, J.:** Measurements in the Near-Field of a Turbulent Wingtip Vortex, 31st Aerospace Science Meeting & Exhibit, 1993
- [4] **Schollenberger M., Lutz T., Krämer E.:** *Boundary Condition Based Actuator Line Model to Simulate the Aerodynamic Interactions at Wingtip Mounted Propellers, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XII*, (akzeptiert für die Veröffentlichung 2020)
- [5] **Samuelsson I.:** *Slow speed windtunnel investigation Part 1.* Tech. Rep. TN 1987-22, FFA The Aeronautical Research Institute of Sweden. 1987.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und neue Konfigurationen

Combination of Dynamic Actuators for Active Gust Alleviation – A 2.5D Study

Junaid Ullah, Ferdinand Seel, Thorsten Lutz, Ewald Krämer
Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics, University of Stuttgart,
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart, Germany, ullah@iag.uni-stuttgart.de

Introduction: Dimensioning loads for structural design of aircraft are mainly determined by gust induced forces during cruise flight. A reduction of unsteady gust loads by means of active gust alleviation concepts will result in significant weight savings and eventually to environmental relief. Thus, future aircraft are envisaged to utilize control surfaces, such as slats and flaps, in a multidisciplinary way. Besides the elevating effect during take-off and landing, the control surfaces are intended to compensate transient loads caused by aircraft-gust interaction via controlled dynamic deflections. Furthermore, local surface modifications, so called bumps, have demonstrated their effectiveness in influencing supersonic flow regions by extensively exceeding their sphere of influence. Thus, they represent a further potential mean for active lift control.

Within the national cooperation project PoLamin (Potenziale für drastische Lastminderung bei Verkehrsflugzeugen), coordinated by TU Braunschweig, the above mentioned actuation concepts also depicted in Fig. 1, are utilized to study their potential regarding gust load alleviation. While application of dynamic flaps with the purpose of gust alleviation and improvement of maneuverability was intensively investigated in basic research at low speed conditions e.g. in [1, 2], investigations of gust alleviation concepts at transonic cruise speeds are sporadic and comprise mainly trailing edge flaps [3]. Bumps have only been studied in steady mode to either reduce the wave drag at the point of drag rise or shift transonic buffet onset towards higher velocity [4, 5]. It is believed that bumps located in the region of sonic expansion could alleviate the gust loads by controlling the expansion and compression waves inside the sonic region. In the presented preliminary parametric study 2.5D simulations are used to assess the effectivity of the dynamic actuators at different deflections, frequencies, lengths and heights and thus provide a sound basis for the subsequent 3D simulations on an aircraft configuration.

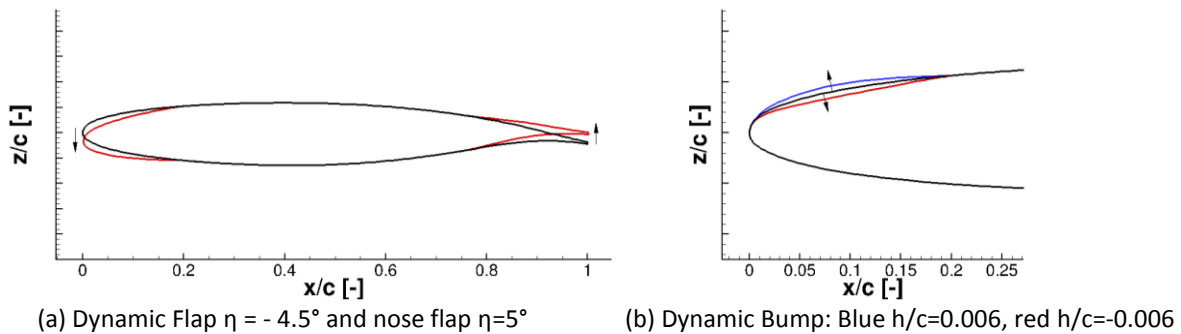


Figure 1: Overview of actuators utilized for simulations (arrows indicate direction of actuator deflection).

Test Case and Numerical Setup: The 2.5D simulations were conducted using the DLR-F15 airfoil embedded in a farfield environment. The DLR TAU-Code was employed for the URANS simulations. The deflection of the dynamic actuators was realized using the mesh deformation capabilities available in the TAU-Code. In a first analysis, the actuation frequency was selected to be identical to the convective time of the gust. Based on the aircraft regulations in the CS25 of the EASA [6] a "1-cos" vertical gust with a fixed amplitude of $v_z=10$ m/s was introduced in the simulations by the Disturbance Velocity Approach (DVA) already validated by Heinrich [7] for gust wave length λ_{Gust} to chord length ratios larger than one. The impact of different gust wave lengths (CS25: 9 m – 107 m) on the lift coefficient was studied to identify the critical load case for the subsequent studies with activated actuators. The inflow conditions for the 2.5D simulations were derived from the design inflow conditions given for the 3D aircraft configuration $Ma_{3D}=0.8$, $H=35,000$ ft and $C_L=0.5$.

Exemplary Results: The impact of different gust wave lengths λ_{Gust} on the lift coefficient c_l of the rigid airfoil are presented in Fig. 2. Fig. 2(a) demonstrates the time characteristic of the lift for the DLR-F15 airfoil and Fig. 2(b) shows the dependency of the maximum lift coefficient on the gust wave length. As expected, the trend shows that an increase of the wave length leads to an increase of $\Delta c_{l,max}$. After approaching $\lambda_{Gust} = 60$ m a kind of saturation is reached. The load case of $\lambda_{Gust} = 50$ m was used as reference case for the following simulations as it represents a sound compromise between computational time and $\Delta c_{l,max}$.

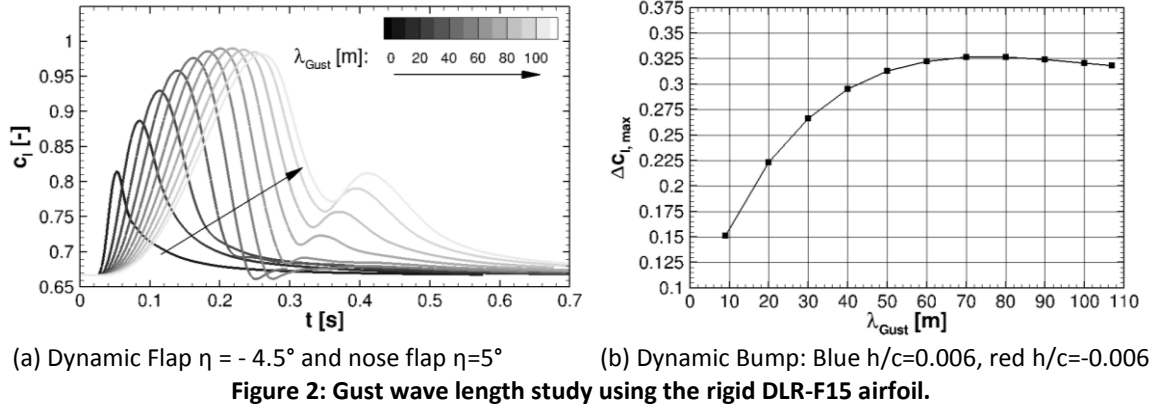


Figure 2: Gust wave length study using the rigid DLR-F15 airfoil.

A parametric study revealed a significant potential of the flap and slat to alleviate lift increase and counteract the resulting pitching moment, respectively. On the other hand, the effect of the leading edge bump is at least one order of magnitude smaller compared to the flap when using the predefined position and shape defined in [8]. A more in depth analysis of the bump parameters are part of current investigations and will be included in the final presentation.

Fig.3 demonstrates the time response of the lift coefficient affected by the derived vertical gust for the simulations with non-deflected actuators, with deflected trailing edge flap and with a combined deflection of the trailing edge flap and nose flap. As expected from the actuator simulations without gust, the dynamic flap with a maximum deflection of $\eta_{max} = -4.5^\circ$ is able to almost completely compensate the lift created by the airfoil and the slat reduces the pitch up moment by about 54%. These promising results encourage a further study of different actuation parameters, including the frequency, the actuator size as well as their application to the 3D wing.

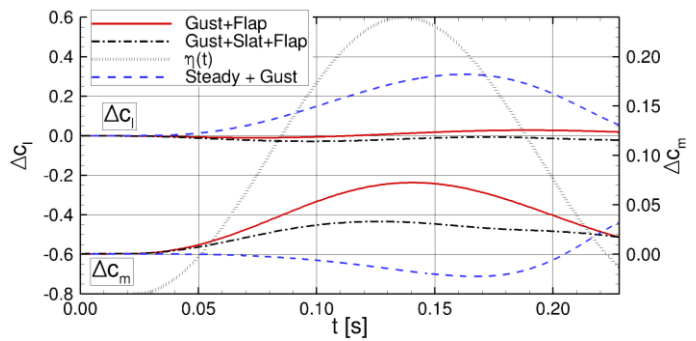


Figure 3: Time history of Δc_l for gust simulations with non-deflected airfoil, flap at $\eta_{max} = -4.5^\circ$ and flat at $\eta_{max} = -4.5^\circ$ combined with slat at $\eta_{max} = 5^\circ$.

Acknowledgements: The authors gratefully acknowledge the Federal Ministry for Economic Affairs and Energy, which funded the work presented in this report as part of the LuFo project Polamin.

References

- [1] Rennie, R., and Jumper, E., "Experimental measurements of dynamic control surface effectiveness," *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 5, 1996, pp. 880–887.
- [2] Zhu, W. J., Shen, W. Z., and Sørensen, J. N., "Numerical investigation of flow control feasibility with a trailing edge flap," *Journal of Physics: Conference Series*, Vol. 524, IOP Publishing, 2014, p. 012102.
- [3] Xu, J., and Kroo, I., "Aircraft design with active load alleviation and natural laminar flow," *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 5, 2014, pp. 1532–1545.
- [4] König, B., *Shock Control Bumps on Transonic Transport Aircraft*, Verlag Dr. Hut, 2014.
- [5] Mayer, R., Zimmermann, D., Wawrzinek, K., Lutz, T., and Krämer, E., "Numerical Study of Three-Dimensional Shock Control Bump Flank Effects on Buffet Behavior," *High Performance Computing in Science and Engineering* 15, Springer, 2016, pp. 495–509.
- [6] EASA, "Certification Specifications for Large Aeroplanes (CS-25). Amendment 3," European Aviation Safety Agency, 2007.
- [7] Heinrich, R., "Simulation of interaction of aircraft and gust using the TAU-code," *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX*, Springer, 2014, pp. 503–511.
- [8] Sobieczky, H., Geissler, W., and Hannemann, M., "Expansion shoulder bump for wing section viscous/wave drag control," *IUTAM Symposium on Mechanics of Passive and Active Flow Control*, Springer, 1999, pp. 29–34.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und neue Konfigurationen

Einfluß der Profildicke auf die Flügelmasse bei hochgestreckten Flügeln in Faserverbundbauweise

Tobias Wunderlich

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, tobias.wunderlich@dlr.de

Einleitung: Im Konzeptentwurf werden zur Abschätzung der Flügelmasse in der Regel Handbuchmethoden und einfache auf der Balkentheorie basierende Methoden verwendet. Die Anwendung dieser Methoden zeigt eine Abnahme der Flügelmasse mit zunehmender Profildicke [1,2]. Im Gegensatz dazu zeigen die Ergebnisse einer multidisziplinären Optimierung des Flügels in Faserverbundbauweise eine deutliche Reduzierung der Profildicke im Innenflügelbereich ohne den erwarteten Anstieg der Flügelmasse. Daraus resultieren eine Verbesserung der aerodynamischen Leistung im Reiseflug und eine Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs.

Vorgehen: Im Rahmen des DLR-Projekts VicToria (Virtual Aircraft Technology Integration Platform) wurde eine Prozeßkette zur multidisziplinären Optimierung von Flügeln in Faserverbundbauweise [3] weiterentwickelt und zur Optimierung des hochgestreckten Flügels eines Langstreckenverkehrsflugzeugs angewendet. Die Flugleistung im Reiseflug wird mit einer numerischen Strömungssimulation durch Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) ermittelt. Die Strukturmasse und das elastische Verhalten des Flügels folgen aus einer strukturellen Dimensionierung des Flügelkastens für ausgewählte, die Dimensionierung wesentlich beeinflussende Lastfälle mit einer numerischen Struktursimulation unter Verwendung der Finite-Elemente-Methode (FEM). Dabei werden die Verformungen des elastischen Flügels durch eine Strömungs-Struktur-Kopplung in der Prozeßkette berücksichtigt. Die Dimensionierung des Flügelkastens in Faserverbundbauweise erfolgt mit Kriterien im Hinblick auf Festigkeit und Stabilität. Innerhalb der Strukturmodellierung werden auch die Geometrien der Versteifungselemente bei der Ober- und Unterschale und den Rippen berücksichtigt.

Die verwendete Zielfunktion der Flügeloptimierung ist ein über mehrere Flugmissionen gewichteter Kraftstoffverbrauch. Als Entwurfparameter wurden hier die Profildicken im Innenflügelbereich, die Verwindungsverteilung und der Lagenaufbau des Flügels in Faserverbundbauweise ausgewählt. Die gewählten Nebenbedingungen beinhalten ein für alle Missionen ausreichendes Tankvolumen, eine minimale Nutzlast und eine Beschränkung des Anstellwinkels auf 2° unter Reiseflugbedingungen.

Ergebnis: Die erzielten Ergebnisse der durchgeführten Flügeloptimierung sollen nun im Hinblick auf den Einfluß der Profildicke auf die Flügelmasse ausgewertet werden. Die Profildicke im Bereich des zentralen Flügelkastens wird hier mit der relativen Profildicke $(t/c)_1$ beschrieben. Für die Profildicke am Kink wird die relative Profildicke $(t/c)_5$ verwendet. Das resultierende Flügelmassenverhältnis m_W/m_{MTO} ist in Abbildung 1 für alle innerhalb der Optimierung berechneten Flügel in Abhängigkeit dieser beiden Profildickenverhältnisse dargestellt.

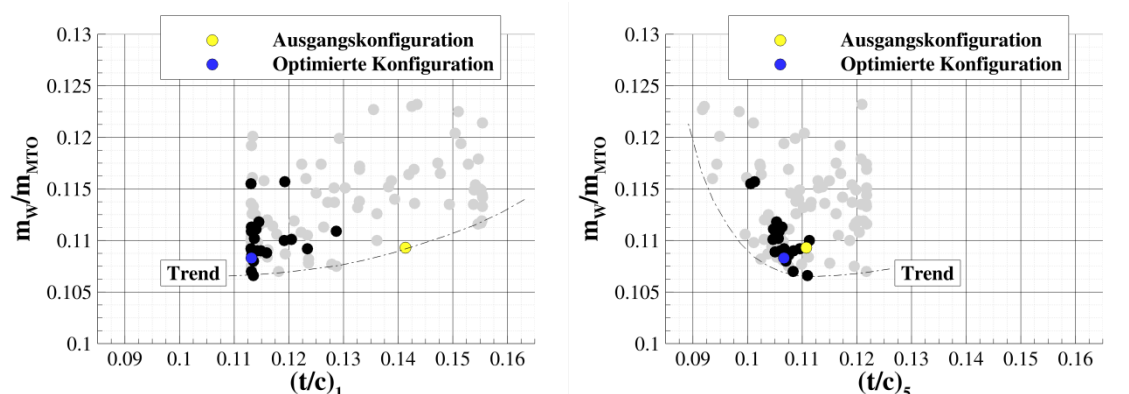


Abbildung 1: Flügelmassenverhältnis in Abhängigkeit von den relativen Profildicken im Innenflügelbereich.

STAB

Die in grau dargestellten Ergebnisse erfüllen nicht alle genannten Nebenbedingungen. Weiterhin sind sowohl die Ausgangskonfiguration als auch die optimierte Konfiguration farblich hervorgehoben. Dabei stellt die optimierte Konfiguration das Ergebnis mit minimalem Kraftstoffverbrauch dar, welches alle Nebenbedingungen erfüllt. Eine Reduzierung der Profildicke im zentralen Flügelkasten zeigt hier einen Trend zur Abnahme der Flügelmasse. Dies steht im Widerspruch zu den im Konzeptentwurf verwendeten Abhängigkeiten. Die relative Profildicke am Kink zeigt im Bereich der relativen Profildicken zwischen 11% und 12% keinen Einfluß auf die Flügelmasse. Beim Unterschreiten einer relativen Profildicke von 11% nimmt die Flügelmasse mit abnehmender Profildicke zu. Dies entspricht dem aus dem Konzeptentwurf erwarteten Trend.

In Abbildung 2 werden die Ergebnisse der Strukturdimensionierung für die Ausgangskonfiguration und die optimierte Konfiguration in Form der Elementdicken gegenübergestellt. In Tabelle 1 werden die zugehörigen Einzelmassen der tragenden Struktur angegeben. Die Elementdicken und Massen der Ober- und Unterschale sind bei der optimierten Konfiguration aufgrund der geringeren Höhe des Flügelkastens wie erwartet höher als bei der Ausgangskonfiguration. Durch die geringere Höhe des Flügelkastens nimmt gleichzeitig die Höhe der Holme und Rippen ab. Dies führt zu einer Massenreduktion und wirkt sich günstig auf das Stabilitätsversagen aus. Damit ist eine weitere Massenreduktion der Versteifungselemente der Rippen verbunden. In der Summe führt hier eine Reduzierung der Profildicke im Innenflügelbereich zu einer geringen Abnahme der Flügelmasse. Dieses Ergebnis ist deshalb interessant, weil die genaueren Simulationsmethoden einen anderen Trend der Abhängigkeiten von Flügelmasse und Profildicke gegenüber den Handbuchmethoden zeigen.

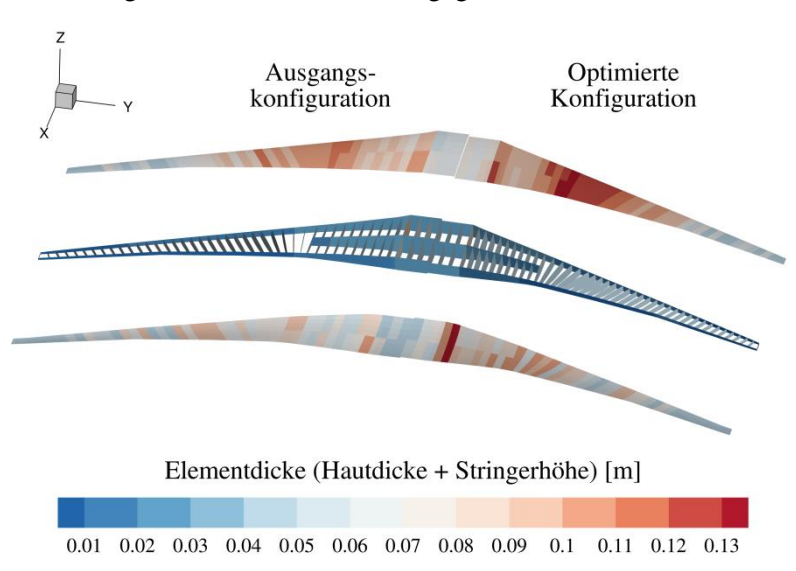


Abbildung 2: Vergleich der aus der Dimensionierung resultierenden Elementdicken.

	Ausgangskonfiguration	Optimierte Konfiguration	Differenz
Oberschale	4363 kg	4848 kg	11.1%
Unterschale	3804 kg	4060 kg	6.7%
Holme	3044 kg	2581 kg	-15.2%
Rippen	2829 kg	2360 kg	-16.6%
Gesamt	14040 kg	13849 kg	-1.4%

Tabelle 1: Vergleich der Einzelmassen der tragenden Struktur des Flügelkastens.

Literatur :

- [1] Raymer, D. P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Third Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999
- [2] Torenbeek, E.: *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*. West Sussex, United Kingdom: John Wiley & Sons Ltd, 2013
- [3] T. Wunderlich und L. Reimer. „Integrated Process Chain for Aerostructural Wing Optimization and Application to an NLF Forward Swept Composite Wing“. In: *AeroStruct: Enable and Learn How to Integrate Flexibility in Design. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)*. Springer, 2018, S. 3–33.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Großskalige Strukturen in turbulenten Grenzschichten unter dem Einfluss von positiven Druckgradienten bis hin zur Strömungsablösung

Felix Eich, Christian J. Kähler
Universität der Bundeswehr München,
Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg
felix.eich@unibw.de, christian.kaehler@unibw.de

Die Untersuchung großskaliger, kohärenter Strukturen in turbulenten Grenzschichten hat sich in den letzten Jahrzehnten zu einem etablierten Forschungsgebiet entwickelt (Marusic et al., 2010; Wallace, 2012). Die meisten bisherigen Studien haben ihren Schwerpunkt der Untersuchung kanonischer Grenzschichten ohne Druckgradienten (ZPG). Fokus dieser Arbeit liegt auf Grenzschichten unter positivem Druckgradienten Einfluss (APG) aus mehreren Gründen. Zum einen nimmt die Intensität der großskaligen Strukturen mit positivem Druckgradienten zu. Zum anderen ist es fraglich, inwieweit die gleichen Strukturen noch in der Strömung vorhanden sind. Krogstad & Skåre (1995) haben gezeigt, dass sich Grenzschichten unter APG Einfluss strukturell von Grenzschichten unter ZPG unterscheiden. In Strömungen mit starkem, positivem Druckgradienten $\frac{dp}{dx} > 0$ in Strömungsrichtung aber ohne Strömungsablösung sind die gängigen Skalierungen und Ähnlichkeitsgesetze nicht anwendbar (Maciel et al. 2018). Wenn der positive Druckgradient weiter vergrößert wird löst die Grenzschicht ab. Da die großskaligen Strukturen einen großen Anteil an der turbulenten, kinetischen Energie tragen, ist es von Interesse zu untersuchen, wie sich die Ablösung selbst bei der Präsenz von Strukturen verhält und wie die großskaligen Strukturen mit der Ablösung interagieren.

Um diesen Fragen nachzugehen wurden Messungen von turbulenten Grenzschichten in Atmosphärischen Windkanal München (AWM) bei Reynolds Zahlen von $Re_\tau = 8400 - 12000$ durchgeführt. Die Reynolds Zahl wurde als Referenz unter ZPG Bedingungen berechnet. Im Folgenden stehen die Koordinaten x, y, z für die Strömungsrichtung, wandnormale Richtung und spannweite Richtung mit u, v, w als den zugehörigen Geschwindigkeiten. Um eine Druckgradientenverteilung zu erreichen,

sind zwei verschiedene von T. Knopp (DLR Göttingen) designte Grenzschichtmodelle, die aus zwei S-förmigen Strömungsumlenkungen bestehen, in die Seitenwand des Windkanals eingebaut. Zwischen den Umlenkungen befindet sich eine 4 m lange flache Platte, über der ZPG Bedingungen herrschen. Weitere Details zu den Modellen finden sich in Reuther & Kähler (2018) sowie Eich & Kähler (2019). Die Messdaten wurden mittels Particle Image Velocimetry (PIV) in verschiedenen Ebenen aufgenommen. Durch den Einsatz mehrerer Kameras in nebeneinanderliegenden Aufbauten konnten Aufnahmefelder mit der Größe mehrerer Grenzschichtdicken erreicht werden und damit die großskaligen Strukturen in ihrer gesamten räumlichen Ausdehnung aufgenommen werden. Die Auswertung der Rohdaten erfolgte mittels der kommerziellen Software DaVis von LaVision. Die resultierenden Vektorfelder haben eine räumliche Auflösung von 1 – 2,7 mm.

Um einen Eindruck über die Strömungsbedingungen zu bekommen, sind Momentaufnahmen der turbulenten Fluktuationen $u' = u - \bar{u}$ am besten geeignet. In Abbildung 1 links sind die Fluktuationen in wandparallelen Ebenen dargestellt. Die normalisierten Fluktuationen im APG Bereich sind insgesamt stärker, was auf eine Erhöhung der Turbulenz durch den APG zurückzuführen ist aber auch auf die gewählten Normierungen. Die Ebene ist im relativen Sinn nicht wandparallel sondern nähert sich der Wand an durch die Zunahme der Grenzschichtdicke δ_{99} . Außerdem nimmt die mittlere Geschwindigkeit unter APG Einfluss ab, was zu höheren normierten Fluktuationen u'/\bar{u} führt. Die Präsenz des gleichen streifigen Strukturmusters in spannweichter Richtung trotz erhöhter Turbulenz zeigt, dass die großskaligen Strukturen den APG Einfluss überstehen und eine dominante Struktur der Strömung sind. Die unterschiedlichen Abstände in spannweichter Richtung sind ein Resultat der aufdicken-

den Grenzschicht im APG und damit Zunahme der Normalisierungsgröße δ_{99} . Um die Strukturen zu quantifizieren wurden die Strömungsfelder mit Zweipunkt-Korrelationen statistisch ausgewertet. In Abbildung 1 rechts sind die Korrelationsfelder $R_{u'u'}$ für verschiedene Positionen in der xy –Ebene dargestellt. Erkennbar ist der Einfluss der Ablösung auf die Form und Größe der mittleren Korrelationen sowie die Änderung des Winkels der Korrelationen relativ zur Wand durch die Verdrängungswirkung der Ablösung.

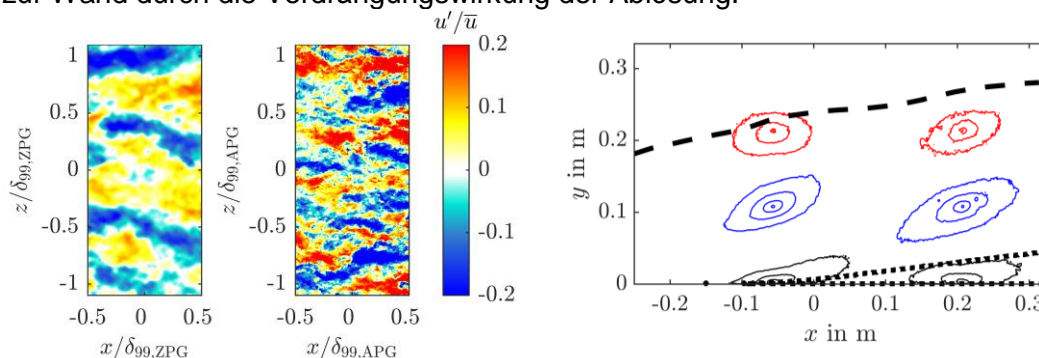


Abbildung 1: Links: Turbulente Fluktuationen u' in wandparallelen xz –Ebenen mit Wandabstand $y/\delta_{99} = 0.07$ bei $Re_{\tau,ZPG} = 9300$ unter ZPG und APG. Rechts: Zweipunktkorrelationen in einer wandnormalen xy –Ebene. Die gestrichelte Linie entspricht der mittleren Grenzschichtdicke δ_{99} , die gepunktete Linie dem Gebiet mit Rückströmung im Mittel.

Die Strömungsablösung ist stark instationär. Basierend auf einer Verteilung des Ablösebeginns wurden die Daten auf die Lage der Ablösung konditioniert. In Abbildung 2 sind die konditionierten mittleren Geschwindigkeiten für eine stromauf (links) und stromab (rechts) liegende Ablösung dargestellt. Eine stromauf liegende Ablösung ist mit geringeren Geschwindigkeiten im wandnahen Bereich bis ca. $y/\delta_{99} \approx 0.6$ verbunden, eine stromab liegende Ablösung mit höheren Geschwindigkeiten. Im äußeren Bereich ist die Geschwindigkeit im Mittel gleich. Dies zeigt, dass die Dynamik der Ablösung kein Effekt der gesamten Windkanalströmung ist, sondern eine Beeinflussung im unteren Grenzschichtbereich stattfindet. Dies ist auch der Bereich in dem die energiereichen, großskaligen Strukturen auftreten und einen signifikanten Anteil der kinetischen Energie transportieren.

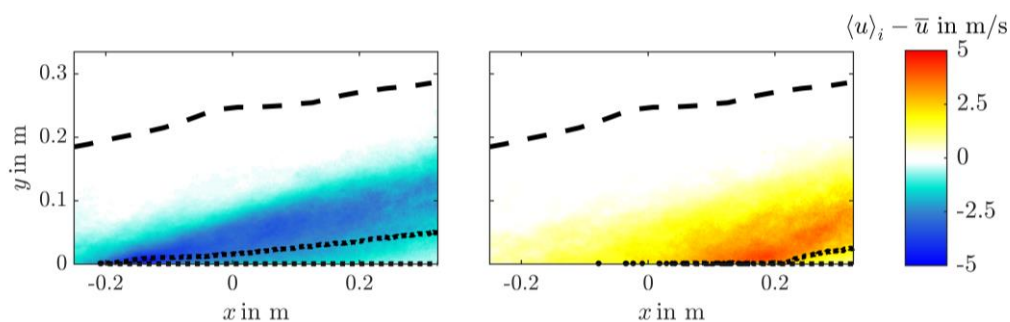


Abbildung 2: Konditioniert gemittelte Geschwindigkeit $\langle u_i \rangle$ im Vergleich zur mittleren Geschwindigkeit \bar{u} . Links: Stromauf liegende Ablösung. Rechts: Stromab liegende Ablösung. Die gestrichelte Linie entspricht der mittleren Grenzschichtdicke δ_{99} , die gepunktete Linie dem Gebiet des konditionierten Datensatzes mit Rückströmung im Mittel.

Referenzen:

- Krogstad, P.-Å. & Skåre, P. E. (1995) *Influence of a strong adverse pressure gradient on the turbulent structure in a boundary layer*. Physics of Fluids 7 (8), 2014–2024.
- Eich, F. Kähler C. J. (2019) *Large-scale structures in turbulent boundary layers under an adverse pressure gradient up to flow separation*. In Proceedings of 11th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP11), 30. July-02. August, Southampton, UK
- Maciel, Y., Wei, T., Gungor, A. G. & Simens, M. P. (2018) *Outer scales and parameters of adverse-pressure-gradient turbulent boundary layers*. Journal of Fluid Mechanics 844, 5–35.
- Marusic, I., McKeon, B. J., Monkewitz, P. A., Nagib, H. M., Smits, A. J. & Sreenivasan, K. R. (2010) *Wall-bounded turbulent flows at high Reynolds numbers: Recent advances and key issues*. Physics of Fluids 22 (6), 065103.
- Reuther, N. & Kähler, C. J. (2018) *Evaluation of large-scale turbulent/non-turbulent interface detection methods for wall-bounded flows*. Experiments in Fluids 59 (7), 121.
- Wallace, J. M. (2012) *Highlights from 50 years of turbulent boundary layer research*. Journal of Turbulence 13, N53.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung/ -modellierung

Numerical Simulation of a Longitudinal Vortex

Daniela Gisele François and Silvia Probst

DLR C²A²S²E, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, daniela.francois@dlr.de

Introduction:

Longitudinal vortices are common flow phenomena in the flow around aircrafts. They develop wherever sharp corners are encountered like on wing tips, tail plane or in the cut-out between surfaces. Of special interest is the longitudinal vortex that is generated at the slat cut-out for the nacelle integration (fig. 1) which produces a loss of maximum lift [1]. To compensate this effect strakes are mounted on the nacelle to generate a longitudinal vortex which helps to improve the stability of the boundary layer. Several numerical investigations about the vortices generated by strakes were performed through RANS models [1][2] showing large discrepancies with respect to experimental data around maximum lift [3]. However, the huge complexity of these configurations makes it difficult to identify if those discrepancies arise from the applied turbulence model.

Numerical methods:

To investigate a suitable numerical approach for the simulation of longitudinal vortices, a simplified model was set up so as to get rid of the numerous uncertainties that carry more complex configurations. This model consists of a single delta wing with sharp-edges. The numerical simulations were performed using the DLR TAU-Code where the low dissipative low dispersion LD2 spatial scheme of the code [4] was applied for the hybrid RANS/LES simulations. The URANS computations were done with the advanced SSG/LRR- ω DRSM [5] which inherently incorporates the effects of rotation and streamline curvature. For the scale resolving simulations, three different positions were investigated to switch from RANS to LES as shown in fig. 2. The wall-modelled LES was performed with a zonal IDDES, while the rest of the hybrid computations with a simple zonal RANS/LES approach. To trigger the buildup of resolved turbulence downstream of the RANS/LES interface, the synthetic turbulence (ST) implementation [6] was extended for free flows. The numerical results were validated against experimental data which was obtained for this purpose at the low-speed wind tunnel of the TU Braunschweig (MUB).

Test case setup:

The delta wing has a chord length of $c = 0.3\text{m}$ and a sweep angle of $\Lambda = 65^\circ$. The simulations were performed at an angle of attack of $\alpha = 8^\circ$ with a free stream velocity of $U_\infty = 55\text{m/s}$ which corresponds to a Reynolds number based on the chord length of $Re_c = 0.99 \times 10^6$ and a Mach number of $M_\infty = 0.155$. Only a half model of the delta wing and the wind tunnel was computed with symmetry boundary condition in the middle span plane of the model. The walls of the wind tunnel were treated as inviscid, and the inflow and outflow were set as farfield. Three different meshes were tested. The coarsest mesh has 6.276.109 points and a resolution of $\Delta x = \Delta y = \Delta z = 2\text{mm}$, while the finest mesh has 40.866.816 points and a resolution of $\Delta x = \Delta y = \Delta z = 1\text{mm}$. The third mesh has 25.944.921 points with a resolution in the vortex plane equal to the finest mesh ($\Delta y = \Delta z = 1\text{mm}$) and the streamwise resolution of the coarsest one ($\Delta x = 2\text{mm}$). Further details on the mesh design can be found in ref [2]. The physical time step was set to satisfy the condition $CFL = 1$, hence $\Delta t = \Delta x / U_\infty$. For the anisotropic mesh, two different time steps were assessed based on the streamwise mesh resolution $\Delta t = \Delta x / U_\infty$ and on the vortex plane mesh resolution $\Delta t = \Delta y / U_\infty$, respectively.

Results:

The RANS solution can satisfactorily reproduce the bulk formation of the longitudinal vortex, but the modeled turbulence at the vortex core strongly decays downstream of the vortex roll-up, impacting on the longitudinal evolution of the vortex. On the other hand, the hybrid RANS/LES simulations are able to resolve the evolution of the bulk flow with sufficient accuracy when the RANS/LES interface is

STAB

placed in a suitable location (fig. 3 (b)-(c)). The suitable locations are where the RANS/LES interface with forcing of ST does not interfere with the roll-up process of the vortex which should be completely scale resolved (WM-LES) or completely modeled (Interface I.2). In the latter situation, the RANS/LES interface should be placed where the bulk structure of the vortex is still well resolved by the RANS model with a sufficient amount of modeled turbulence. The final decision of the interface location is a trade off between accuracy and computational cost. The results on the anisotropic mesh provide a similar solution to the one of the fine grid, showing a good compromise between accuracy and saved computational cost and reflecting the relevance of the mesh spacing in vortex plane. All the numerical simulations underestimate the level of turbulent kinetic energy in the vortex core with respect to the PIV data (fig. 3 (a)).

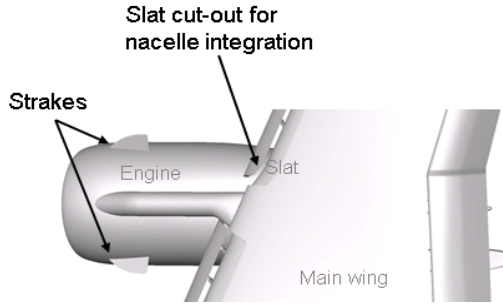


Fig. 1: Sketch of the slat cut-out for the nacelle integration

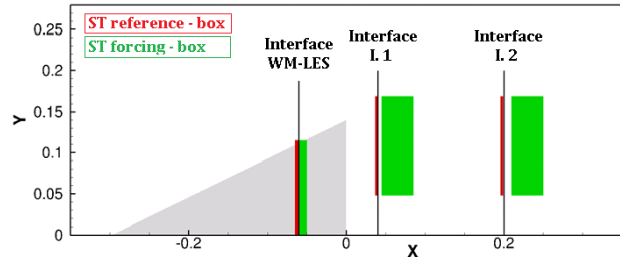


Fig 2: RANS/LES interface locations for the hybrid computations

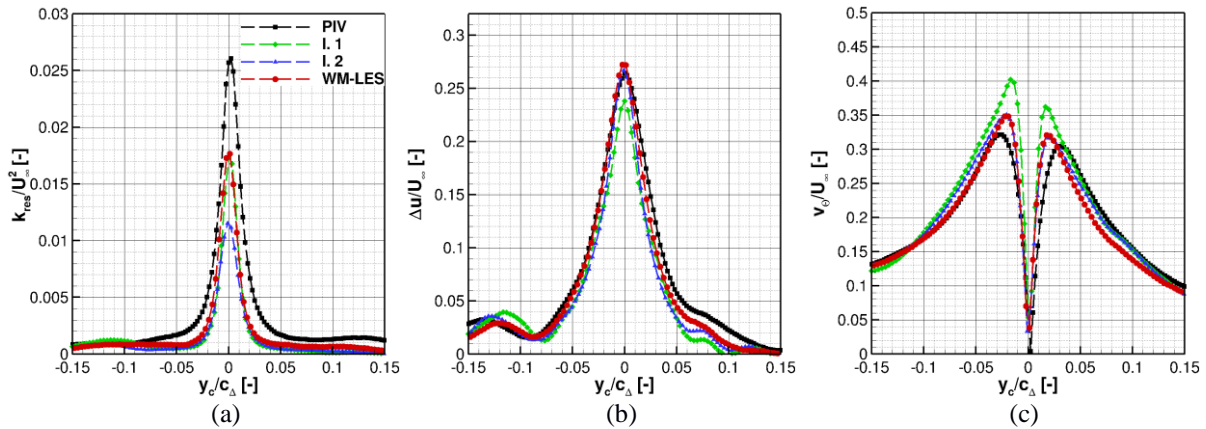


Fig. 3: Mean flow characteristics of the vortex at $x=0.8m$. (a) turbulent kinetic energy, (b) axial velocity deficit, and (c) tangential velocity

References:

- [1] Yokokawa, Y., Kanazaki, M., Murayama, M., Kato, H., Ito, T., and Yamamoto, K. (2008): Investigation of the flow over nacelle/pylon and wing controlled with a vortex generator in high-lift configuration. 26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences ICAS 2008
- [2] Rogers, S. E., Roth, K., Cao, H. V., Slotnick, J. P., Whitlock, M., Nash, S. M., and Baker, M. D.: Computation of Viscous Flow for a Boeing 777 Aircraft in Landing Configuration, *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 6, pp. 1060–1068, 2001.
- [3] Probst, S., Knopp, T., François, D., Grabe, C., Landa, T., Radespiel, R: Scale-resolving Simulations of the Streamwise Vortex Downstream of a Delta Wing. *AIAA-2019-0331*, 2019
- [4] Löwe, J., Probst, A., Knopp, T., and Kessler, R., Low-Dissipation Low-Dispersion Second-Order Scheme for Unstructured Finite-Volume Flow Solvers, *AIAA Journal*, Vol. 54, No. 10, pp. 2961–297, 2016
- [5] Eisfeld, B., and Brodersen, O.: Advanced Turbulence Modelling and Stress Analysis for the DLR-F6 Configuration, *AIAA 2005-4727*, 2005
- [6] François, D. G., Radespiel, R., and Probst, A., “Airfoil Stall Simulations with Algebraic Delayed DES and Physically Based Synthetic Turbulence for RANS-LES Transition,” *AIAA 2014-2574*, 2014

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Self-similar compressible turbulent boundary layers with pressure gradients – Part 2: Self-similarity analysis of the outer layer

T. Gibis, C. Wenzel, M. Kloker & U. Rist

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart
70550 Stuttgart, gibis@iag.uni-stuttgart.de

The concept of equilibrium boundary layers introduced by Clauser [1] is one of the most successful approaches to understand and characterize boundary layers (BL) with pressure gradients in incompressible flows. Equilibrium BLs are a special class minimizing history effects and thus allowing for a correlation between the pressure gradient and the reaction of the BL. For compressible flows, however, the problem of self-similarity becomes more intricate as a pressure gradient causes a varying Mach number in the streamwise direction and thus couples pressure and compressibility effects. Supersonic BLs additionally consist of both subsonic and supersonic parts, which are expanded and compressed oppositely to each other in case of pressure gradients [4]. The growth of the compressible BL is therefore strongly depending on local conditions and often differs from intuition based on subsonics. From a literature point of view, it is not clear what the properties of compressible equilibrium BLs are or if they are even possible. *The aim of this study is to discuss the properties of canonical compressible turbulent self-similar BLs* and to evaluate the findings with carefully conducted simulations, see "Self-similar compressible turbulent BLs with pressure gradients – Part 1: DNS of sub- and supersonic flow". Specific issues to be evaluated are: Does a compressible self-similar theory exist analogously to the incompressible one? What are the properties, relevant parameters/scales and conditions to obtain a (near-) equilibrium state?

Based on the Favre-averaged turbulent BL equations a self-similarity analysis after George & Castillo and Maciel et al. [2, 3] has been performed. This analysis allows to study the existence and properties of compressible equilibrium layers with pressure gradients. The results are then used to analyze nearly self-similar flows obtained by DNS. The analysis returns the form of generalized scalings for all quantities and conditions which have to be fulfilled approximately, if self-similarity of the momentum and energy BLs ought to be obtained. In the analysis of the energy equation no obvious inconsistencies were revealed, meaning that the state of (approximated) self-similarity also can be obtained by the energy BL. Figure 1 shows an example of a scaled velocity profile and a scaled turbulent heat flux. Scale variance is in principle achieved. However, for the turbulent flux as expected this is more difficult [3]. The energy boundary layer has according to the analysis scale similar to the characteristic kinetic energy in streamwise direction. However, to achieve the exact equilibrium state both the limits of Reynolds number and compressibility are needed. However, it was nevertheless found that an approximate local equilibrium can be found. It is further discussed how to choose the characteristic scales for compressible flow. Therefore, in the analysis the characteristic scales for the length, the mass-flux, the velocity and the total enthalpy have not been set a priori in the analysis. It can be concluded that a physical velocity scale will yield the best scaling results. Therefore, the correct pressure-gradient parameter uses a kinematic length scale e.g. the Rotta-Clauser parameter in the compressible case is $\beta_{RC} = \delta_{1,K}/\tau_w dp/dx$ using the kinematic (incompressible) displacement thickness $\delta_{1,K}$.

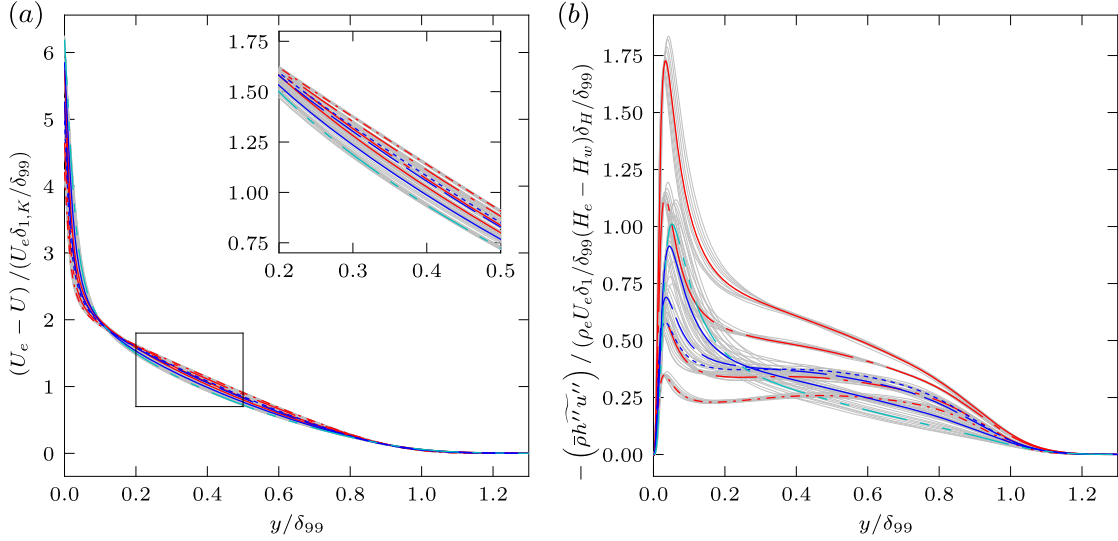


Figure 1: Scaling of different profiles using a compressible Zagarola-Smits scaling [5]. The grey curves are local profiles at 10 positions. Distance between first and last position in average BL thickness $25 - 50\delta_{99,av}$. The red curves (—) denote subsonic cases ($M \approx 0.5$) and the blue/cyan curves (—) supersonic cases ($M \approx 1.3 - 2.3$). Stronger APGs are marked by shorter dashes (---), the ZPGs by solid lines (—), the supersonic FPG is in cyan (—). (a) Mean velocity profile in streamwise direction in defect form, (b) Turbulent heat flux $\bar{\rho} h'' u''$ scaled with consistent scales; $\delta_{1,K}$ is the kinematic (incompressible) displacement thickness, δ_H is an integral enthalpy thickness.

References

- [1] F. H. Clauser. Turbulent boundary layers in adverse pressure gradients. *Journal of Aeronautical Sciences*, 21:91–108, 1954.
- [2] W. K. George and L. Castillo. Boundary Layers with Pressure Gradient: Another Look at the Equilibrium Boundary Layer. In *Near-Wall Turbulent Flows*. Elsevier Science Publishers B.V., 1993.
- [3] Y. Maciel, K. Rossignol, and J. Lemay. Self-similarity in the outer region of adverse-pressure-gradient turbulent boundary layers. *AIAA journal*, 44(11):2450–2464, 2006.
- [4] A. J. Smits and J. P. Dussauge. *Turbulent Shear Layers in Supersonic Flow*. Springer New York, 2006.
- [5] M. V. Zagarola and A. J. Smits. A new mean velocity scaling for turbulent boundary layers. *ASME paper no. FEDSM98-4950*, 1998.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Identification of Lagrangian Coherent Structures (LCS) in a flat-plate turbulent boundary layer with adverse pressure gradient

Matthias Weinschenk, Christoph Wenzel, Ulrich Rist
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart
70550 Stuttgart, matthias.weinschenk@iag.uni-stuttgart.de

Turbulent flow fields contain small- and large-scale patterns, cf. Figure 1(a). In this work we tried to compute the phase speed of these patterns by correlating finite-size interrogation windows between consecutive time steps, which is common practice in Particle-Image Velocimetry (PIV). The underlying DNS data has been computed by Christoph Wenzel *et al.* [3] for an inflow Mach number $Ma = 0.5$ and an adverse pressure gradient with constant Rotta-Clauser parameter $\beta_K = 1.0$. The correlation technique is based on Pearson's correlation coefficient, see [2]. A 35×35 -size interrogation window has been used for computing the maximal streamwise correlation Δx_{maxcor} for each of the 900×512 ($x \times z$) input data points of two consecutive snapshots. Dividing this by

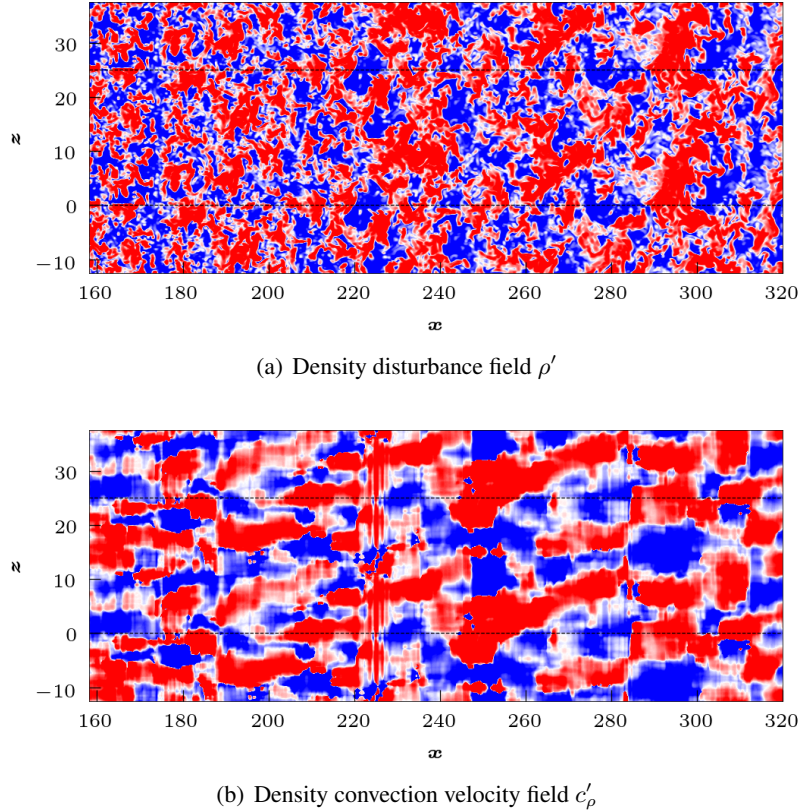


Figure 1: Comparison of disturbance fields of ρ' and c'_ρ .

the timestep, the instantaneous, local convection velocity is obtained: $c_i = \Delta x_{maxcor} / \Delta t$, where the index i stands for any of the flow variables (u, v, w, ρ, p, T). Applying this technique to all available snapshots (200 in the present case) of the selected flow variable the average convection

speed \bar{c}_i is obtained after an additional local average in spanwise direction. Subtracting the average from the instantaneous convection velocity yields high- and low-speed streaks as spatially connected patterns with either positive or negative $c'_i = c_i - \bar{c}_i$, see Figure 1(b) showing an example for the outcome of this procedure applied to the density ρ' snapshot in Figure 1(a). Interestingly, all flow variables i contain very similar patterns in their respective c'_i . In addition, these patterns correspond to the well-known high- and low-speed streaks in the streamwise velocity component u .

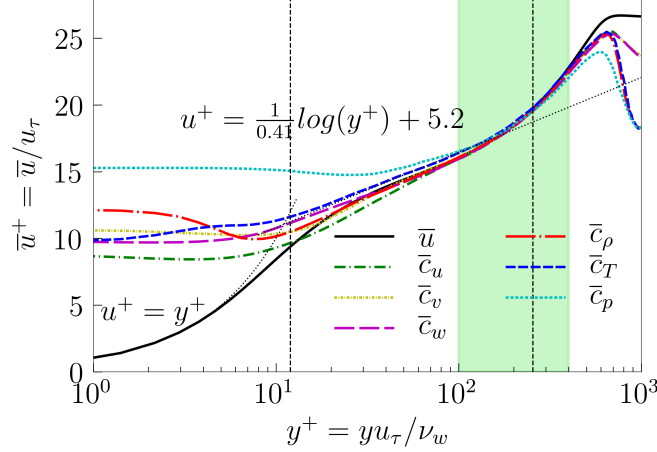


Figure 2: Comparison of averaged convection velocities of all flow variables u, v, w, ρ, T, p with the meanflow \bar{u} .

Furthermore, the averaged convection velocity \bar{c}_i varies strongly with the wall distance and comes close to the averaged streamwise velocity \bar{u} in the logarithmic part of the mean flow profile, see Figure 2. Obviously, all instantaneous patterns existing in this flow are bound to the underlying material transport in streamwise direction by the streamwise velocity component u . Only \bar{c}_p from the pressure p behaves different. However, this can be explained by the fact that pressure is governed by a Poisson equation which means that it decays at a much lower rate compared to other variables with distance from a source. This means in the present context, that the convection speed of the dominant structures around $y^+ \approx 100$ would be detectable as a pressure-wave at the wall that runs over the fluid with the speed of the coherent structures further away. The observation that all patterns (apart from pressure) travel with the local streamwise velocity means that these structures are bound to material, i.e., they are structures in the Lagrangian sense, presumably related to so-called Lagrangian Coherent Structures (LCS) [1].

References

- [1] G Haller. Lagrangian coherent structures. *Annual Review of Fluid Mechanics* 2015, 47:137–162, 2015.
- [2] T.D.V. Swinscow. *Statistics at Square One*. BMJ Publishing Group 1997, 1997.
- [3] C Wenzel, B Selent, M J Kloker, and U Rist. {DNS} of compressible turbulent boundary layers and assessment of data/scaling-law quality. *Journal of Fluid Mechanics*, 842:428–468, 2018.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Self-similar compressible turbulent boundary layers with pressure gradients – Part 1: Direct numerical simulation and assessment of Morkovin's hypothesis

C. Wenzel, T. Gibis, M. Kloker, U. Rist
Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics
70550 Stuttgart, wenzel@iag.uni-stuttgart.de

A direct-numerical-simulation (DNS) study of approximately self-similar compressible flat-plate turbulent boundary-layers (TBLs) with pressure gradients (PGs) has been performed for inflow Mach numbers of 0.5 and 2.0. All cases are computed with smooth, pure PGs both for favorable and adverse PG distributions (FPG, APG) and thus are comparable to experiments using a reflected-wave set-up. The resulting flow fields are characterized by long regions of almost constant Rotta-Clauser parameters β_K which was found to still predict the approximated state of local self-similarity/equilibrium in the compressible regime, see "Self-similar compressible turbulent boundary layers with pressure gradients – Part2: Self-similarity analysis of the outer layer". *The equilibrium character makes a systematical comparability between sub- and supersonic cases reasonable*, allowing the isolation of pure PG effects and thus the evaluation of the validity of common compressibility transformations for compressible PG TBLs.

Whereas the subsonic APG cases show the well-known incompressible trends, the interpretation of the supersonic PG cases is complex. The boundary layer consists of both sub-

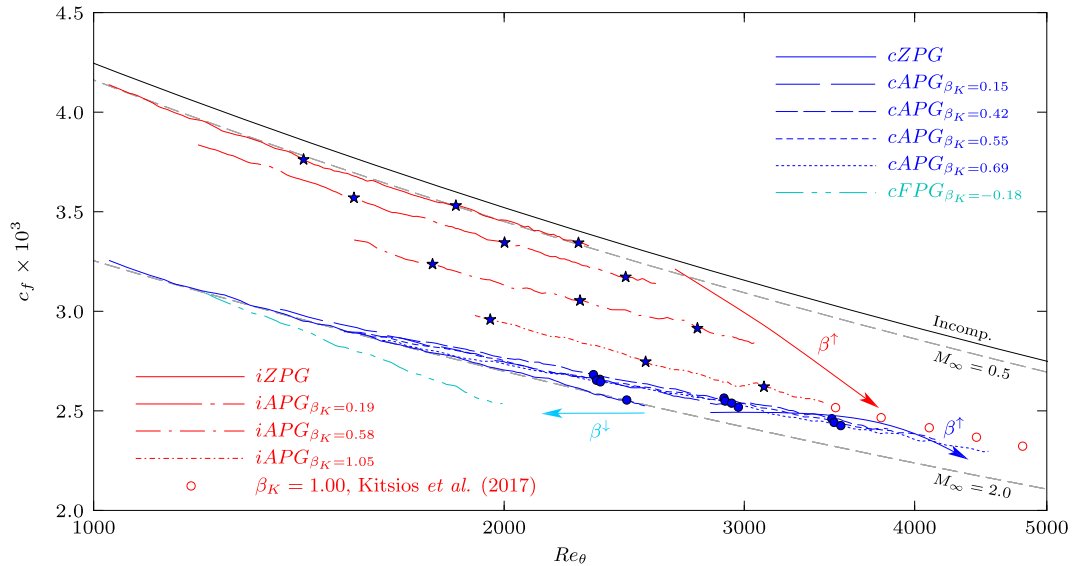


Figure 1: Skin-friction coefficient c_f as function of Re_θ according to Wenzel *et al.* [2]. The incompressible, re-calibrated correlation (black solid line) is given by $c_f = 0.0274 Re_\theta^{-0.27}$, the compressible one by the van-Driest-II transformation (gray dashed lines, see White [3]). Incompressible reference data are taken from Kitsios *et al.* [1].

and supersonic regions counteracting in their spatial evolution. The boundary-layer thickness δ_{99} as well as the skin-friction coefficient c_f , for instance, are in a comparable range for all compressible APG cases, see figure 1. The evaluation of local non-dimensionalized total and turbulent shear stresses shows an almost identical behavior both for sub- and supersonic cases characterized by comparable kinematic Rotta-Clauser parameters β_K , which *approximately validates Morkovin's scaling/hypothesis also for compressible equilibrium PG TBLs*. Also the local non-dimensionalized distributions of the mean-flow pressure and the pressure-fluctuations are comparable, respectively, and thus are almost invariant to the local Mach number for same β_K -cases. In the inner layer, the van-Driest transformation almost perfectly collapses compressible mean-flow data of the streamwise velocity component into their nearly incompressible counterparts with same β_K . However, depending on the strength of the PG, noticeable differences can be observed in the wake area. Both for sub- and supersonic cases, the recovery factor was found to be significantly decreased by APGs and increased by FPGs, but stays almost constant in regions of approximated equilibrium.

References

- [1] Kitsios, Sekimoto, Atkinson, Sillero, Borrell, Gungor, Jiménez, and Soria. Direct numerical simulation of a self-similar adverse pressure gradient turbulent boundary layer at the verge of separation. *Journal of Fluid Mechanics*, 829:392–419, 2017.
- [2] Wenzel, Selent, Kloker, and Rist. DNS of compressible turbulent boundary layers and assessment of data/scaling-law quality. *Journal of Fluid Mechanics*, 842:428–468, 2018.
- [3] White. *Viscous Fluid Flow*. McGraw-Hill Education, 2005.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hochgeschwindigkeitsaerodynamik

Numerical Investigation on High-Temperature Effects on Hypersonic Transitional Flows

Giuseppe Chiapparino, Christian Stemmer

Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Technische Universität München,
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching b. München
giuseppe.chiapparino@tum.de

Hypersonic flow conditions are typical of vehicles flying at high altitudes and high speeds, such as suborbital and re-entry spacecrafts. In such conditions, shock waves form around and on the surfaces of the vehicle, imposing high pressure peaks and thermal loads to the spacecraft. A fundamental role in determining the entity of such stresses is played by the flow regime (laminar, turbulent or transitional) that characterizes the boundary layer. For example, the heat flux peaks in a turbulent boundary layer are stronger than in a laminar boundary layer, while, in a transitional scenario, even higher thermal loads are achieved [1]. This problem has a direct impact on the design of heat shields and control surfaces of the vehicle. Therefore, a key point is represented by being able to determine what causes the transition from laminar to turbulent boundary layer and how this phenomenon can be controlled, for example modifying the surface roughness or some geometrical parameters on the vehicle. Moreover, given the high energy levels involved, real gas effects and chemical reactions within the flow, mainly dissociation and recombination of nitrogen and oxygen, need also to be considered.

The present work is a part of the IGSSE International Project 13.09 “Numerical investigations on high-temperature effects on hypersonic transitional flows”, which plans to integrate the work of four doctoral researchers, each considering a different aspect of the main topic. The specific focus of the present work is set on the ramp configuration, a typical geometry of supersonic/hypersonic engine inlets and control surfaces which has been worth extensive investigation (see, for example, chapter 4, 6 and 7 in [2]). In low pressure, low density and high speeds conditions, the oblique shock caused by the hypersonic flow hitting the ramp interacts with the boundary layer. The interaction generally induces the separation of the boundary layer somewhere upstream the ramp kink and then its reattachment at a certain distance downstream. In between, enclosed by the surface walls and a shear layer, the separation bubble forms (Figure 1). Within this region, the flow slowly recirculates while heating up to temperatures several times higher than the freestream one. A separation and a reattachment shock are associated to the formation of the separation bubble and determine the presence of pressure and heat flux peaks on the vehicle surface. The features of the bubble (among others, the bubble extension, pressure and temperature peak values) depend on the flow regime in the boundary layer prior its separation. On the other hand, the separation bubble may influence the flow regime downstream the reattachment location. In [3], it was shown how freestream disturbances can be amplified and become unstable inside the recirculation bubble, leading to a transition of the flow after reattachment. Over the last decades, several numerical and experimental studies have been conducted, as reviewed in [4] and [5]. However, it was in more recent years that the fundamental physical mechanisms driving the laminar-to-turbulent transition started to be unveiled as computational power increased and more detailed Direct Numerical Simulations became available.

The present work aims at investigating transitional ramp flows in light of chemical and thermal non-equilibrium conditions by performing DNS on massively parallel high-performance computers (SuperMUC and SuperMUC-NG at LRZ). The employed numerical code is the semi-commercial Navier-Stokes Multi Block (NSMB) code, a finite-volume based code that allows for parallel computations on structured grids with multiple blocks using the message passing interface (MPI) protocol. The code has been already employed with success in hypersonic flow calculations for many years (among others, [6], [7]). Several critical aspects are planned to be investigated, like the growth of artificial,

STAB

unstable disturbances interacting with the separation bubble and the effects on the features of the recirculation bubble due to different roughness patches placed upstream the ramp.

The use of DNS could allow for a deeper understanding of the physical phenomena driving laminar-to-turbulent transition and for the formulation of more accurate and precise best-practice guidelines in the design of hypersonic vehicles thermal protections in areas like engine inlets and control surfaces. Furthermore, numerical results will be compared to experimental measurements performed in the hypersonic wind tunnel at the University of Queensland, Australia. This comparison could shed a light on the reason for the discrepancies between numerical simulations and experimental results from wind tunnels characterized by high levels of background noise. These freestream disturbances, generally not reproduced in numerical experiments, may be responsible for the feeding of certain flow instabilities, possibly leading to a lack of consistency between experimental and numerical studies.

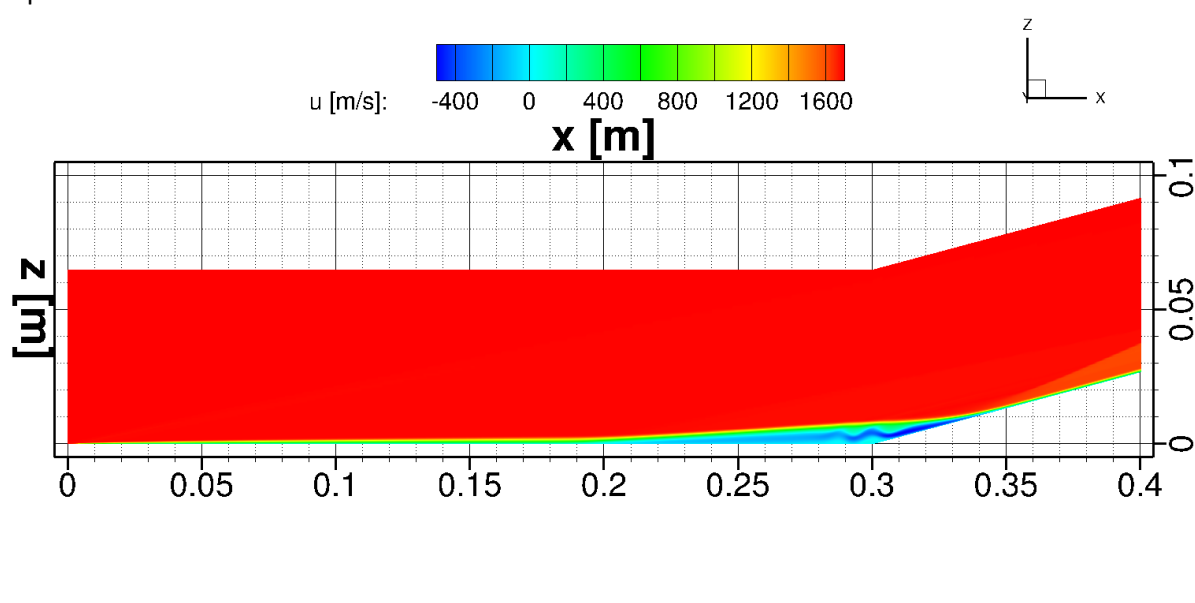


Figure 1: Separation bubble in a Mach 6 flow over a 15° ramp. Flow recirculation can be seen close to the ramp kink.

REFERENCES

- [1] J. M. A. Longo, "Aerothermodynamics - A critical review at DLR," *Aerospace Science and Technology*, vol. 7, no. 6, pp. 429-438, 2003.
- [2] H. Babinsky and J. K. Harvey, *Shock Wave--Boundary-Layer Interactions*, Cambridge University Press, 2011.
- [3] N. Hildebrand, A. Dwivedi, J. W. Nichols, M. R. Jovanovic and G. V. Candler, "Simulation and stability analysis of oblique shock-wave/boundary-layer interactions at Mach 5.92," *Physical Review Fluids*, vol. 3, no. 013906, 2018.
- [4] R. M. Cummings, "Critical Hypersonic Aerthermodynamic Phenomena," *Annual Review of Fluid Mechanics*, January 2006.
- [5] S. P. Schneider, "Flight Data for Boundary-Layer Transition at Hypersonic and Supersonic Speeds," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 36, no. 1, pp. 8-20, January-February 1999.
- [6] F. Göbel, J. Vos and C. Mundt, "CFD Simulation of the FIRE II Flight Experiment," *AIAA Paper*, 2012-3350.
- [7] C. Stemmer, M. Birrer and N. A. Adams, "Hypersonic Boundary-Layer Flow with an Obstacle in Thermochemical Equilibrium and Nonequilibrium," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 54, no. 4, pp. 899-915, 2017.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Thermal Ablation Measurements in Hypersonic Shock Tunnels

Flavien DENIS

French-German Research Institute of Saint-Louis
5 rue du Général Cassagnou, BP 70034
68301 SAINT-LOUIS CEDEX, France
flavien.denis@isl.eu

In hypersonic flight, the stagnation surfaces of flying bodies are degraded due to the high thermal load caused by the aerothermal heating. This phenomenon is called hypersonic thermal ablation. In a hypersonic flow, metal surfaces will heat and finally melt by developing a liquid layer. This causes an important surface recession and can lead to the structural failure of the flying body. Current hypersonic fields of research include metal ablation, such as for civil applications the degradation of space debris [1] or meteors [2] during the Earth atmosphere entry and for military applications the development of new hypersonic weapons [3]. The ablation process of metallic materials was briefly studied in the 1950s and 1960s for a possible use as thermal protection systems of spacecraft ([4], [5], [6]). To enhance this database, a new measurement method is currently being developed at the French-German Research Institute of Saint-Louis (ISL).

The ablation experiments are performed in the ISL's hypersonic shock tunnels. The use of a shock tunnel is unconventional for ablation experiments due to the short test time. Still, it generates realistic flows in terms of velocity and temperature fields. Nitrogen is used as test gas and the flow condition is set to Mach 4.5 with a total temperature of 2000 K, a total pressure of 200 bar and a flow enthalpy of 6 MJ/kg. The test time is about 5 ms. In such a short duration, classical metals such as steel or aluminum alloys cannot be used for ablation measurements. Therefore, a low melting point metal has to be used as substitute metal ablator. Gallium, which melts at 302 K, is well suited for this application.

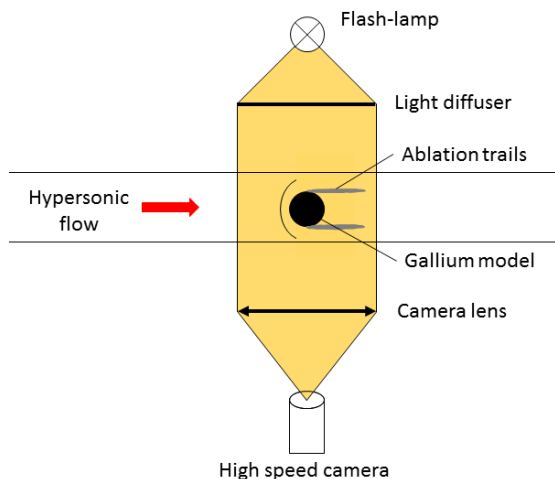


Figure 1: Optical setup



Figure 2: Comparison of the gallium model before (left) and after testing (right)

The optical setup used for the ablation measurement is shown in Figure 1. The model surface is visualized by means of a direct visualization. On one side of the measurement section a flash-lamp illuminates the model and on the other side a camera lens magnifies the model image, which is recorded with a high-speed camera at 12 500 frames/s. This allows for the precise tracking of the surface recession without disturbing refractions by the bow shock. The spatial precision obtained with this optical setup is 0.015 mm. Starting with the raw images, an algorithm corrects the model vibration occurring during the test. Then the model contour is detected and finally the stagnation surface position is computed using

STAB

a Hough transform. Thus with the variation of the stagnation surface position a recession velocity is obtained.

During the experiment, ablation occurs about 1 ms after flow start. The surface degradation caused by ablation is shown in Figure 2. The gallium model melts and a liquid film is created at the interface between the flow and the model. The detachment of the liquid layer on the rear part of the model is clearly visible in Figure 3. After a short establishment time, the surface position recedes nearly linearly, indicating a nearly constant recession rate visualized by the line of best fit in Figure 4. The recession velocity is evaluated with the actual test condition to 22.8 mm/s.

In conclusion, the experiments demonstrate that it is possible to study thermal ablation in the ISL's hypersonic shock tunnels. Despite the short test time and by choosing gallium as substitute metal, surface recession can be observed and quantitatively measured. These results will be used to be compared against the numerical model for metal ablation currently being developed.

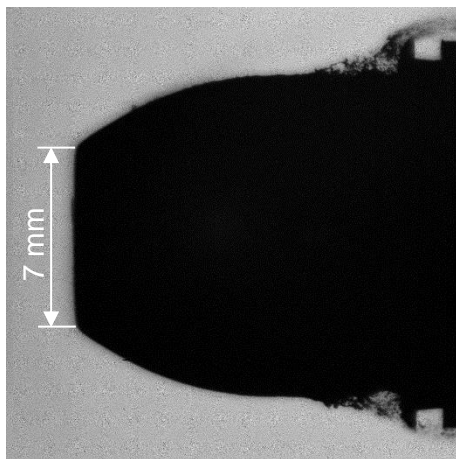


Figure 3: Direct visualization (1024x1024 pixels)

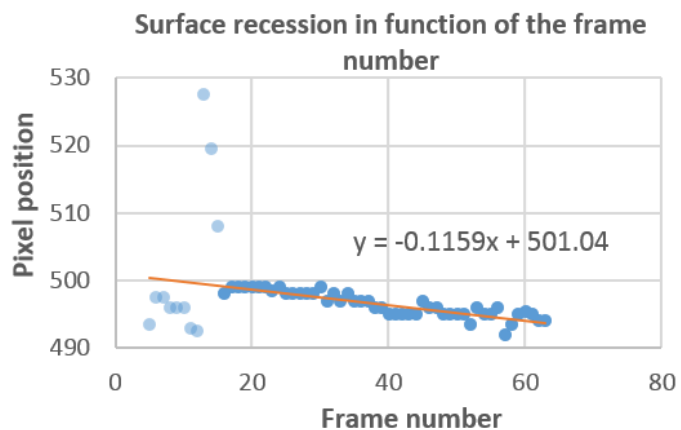


Figure 4: Example of result after video processing

References:

- [1] L. Grassi, S. Bianchi, R. Destefanis, R. Kanzler, P. Bassaler and S. Heinrich, "Design for demise techniques for medium/large LEO satellites reentry," In 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- [2] G. Duffa, "Meteors entry phenomenology and modeling," Hypersonic Meteoroid Entry Physics (HyMEP) Course, 2017.
- [3] S. Hundertmark and D. Lancelle, "A scenario for a future European shipboard railgun," IEEE Transactions on Plasma Science, 43(5), 1194-1197, 2015.
- [4] P. K. Chang, "Analysis of the aerodynamic ablation of a metal sphere," U.S. Naval Research Laboratory, NRL-5953, 1963.
- [5] R. N. Pinchok and J. M. Bridges, "An experimental investigation of the re-entry behavior of metals and alloys," Westinghouse Astronuclear Laboratory, WANL-TNR-192, 1964.
- [6] J. Luneau, "Contribution à l'étude des phénomènes aérothermiques liés au vol hypersonique décéléré," Doctoral dissertation, Inst. Franco-Allemand de Recherches de Saint-Louis, 1969, (in French).

Comparison of Slip-flow Boundary Conditions for Perfect Gas Hypersonic Flow Simulations

Theresa Hoppe, Christian Hepp, Volker Hannemann, Klaus Hannemann

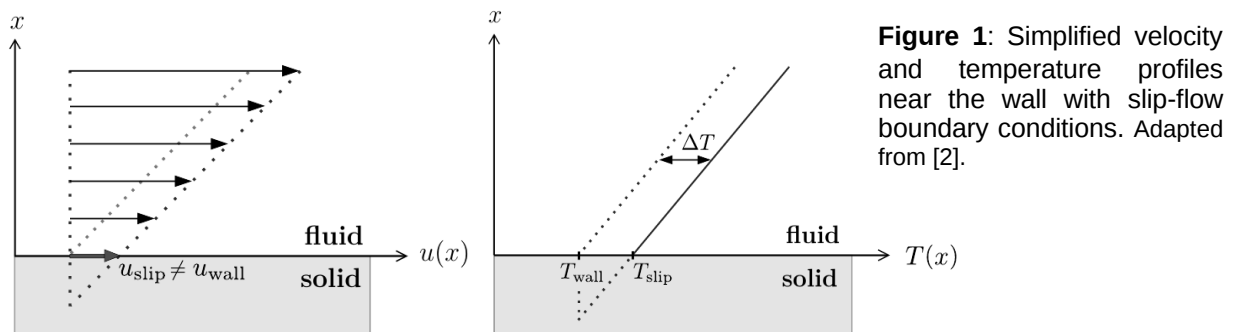
German Aerospace Centre (DLR), Institute for Aerodynamics and Flow Technology,
Spacecraft Department, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
theresa.hoppe@stud.uni-goettingen.de

For the design and construction of hypersonic vehicles and re-entry configurations, it is essential to accurately predict the aerodynamic forces and heat transfer throughout all flow regimes. Computational fluid dynamics has become a popular tool for simulations in the rarefied flow regime, where experiments become rather complex and hard to conduct. While the Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) method provides accurate results for the complete Knudsen number range, it becomes computationally expensive towards lower Knudsen numbers. Common Navier-Stokes (NS) solvers are limited to the continuum regime ($Kn \leq 0.01$) due to the range of validity of the NS-equations. In this study we attempt to extend this range of validity by applying different sets of non-equilibrium boundary conditions.

In the rarefied gas regime, the conventional no-slip boundary condition appears to be invalid and is replaced with a *slip boundary condition*, first introduced by Maxwell [1]. The slip condition allows a finite fluid velocity at the wall, which is proportional to the tangential shear stress at the wall.

$$u_{slip} = \frac{2-\sigma}{\sigma} \lambda \left(\frac{du}{dn} \right)_{wall} \quad T_{slip} - T_{wall} = \frac{2-\sigma}{\sigma} \frac{2\gamma}{(\gamma+1)Pr} \lambda \left(\frac{dT}{dn} \right)_{wall}$$

Furthermore, a *temperature jump condition* is introduced at the surface, so that the fluid at the wall and the wall itself are no longer in thermal equilibrium. The temperature jump depends on the temperature gradient normal to the wall.



Recent studies proposed a wide variety of modifications of the basic slip flow boundary conditions. Gökçen et al. [3] introduced generalised slip conditions, that showed improved agreement with DSMC data for large Knudsen numbers. Lockerby et al. [4] emphasized the importance of incorporating a curvature term in the slip velocity for non-planar geometries. Lofthouse [5] claims that the phenomenon of thermal creep, where the fluid flows from colder to warmer regions, is negligible for isothermal walls. However, in more recent studies [6, 7] the thermal creep term appears to be an established part of the slip flow conditions.

We incorporated these variations of the basic boundary conditions into the DLR TAU-code and compared the results to no-slip simulations and DSMC data for two flat plate cases. The first case, as presented in [3], consists of a Mach-7 flow of nitrogen over an isothermal flat plate that is cooled by the surrounding fluid ($T_{wall}/T_{\infty} > 1$). The second test case [6] treats a plate in a Mach-6.1 flow of nitrogen with ($T_{wall}/T_{\infty} < 1$). In both cases, nitrogen was treated as a perfect gas in thermal equilibrium. Furthermore, to investigate the effect of the curvature term, we simulated Lofthouse's cylinder case [5] for argon.

Figure 2 shows the drag coefficient for the first flat plate case in dependence of the Reynolds and Knudsen number. The conventional no-slip condition shows increasingly high deviations from the DSMC data towards larger Knudsen numbers ($Kn > 0.001$). In contrast, the Maxwell slip condition captures the plateau for large Knudsen numbers but still shows strong deviations from the DSMC data for $Kn > 0.01$. The generalised slip condition, however, agrees well with the DSMC data throughout the whole Knudsen number range and approaches the theoretical value in the free molecular limit. Similar results were observed for the heat flux and skin friction distribution on the surface of the plate.

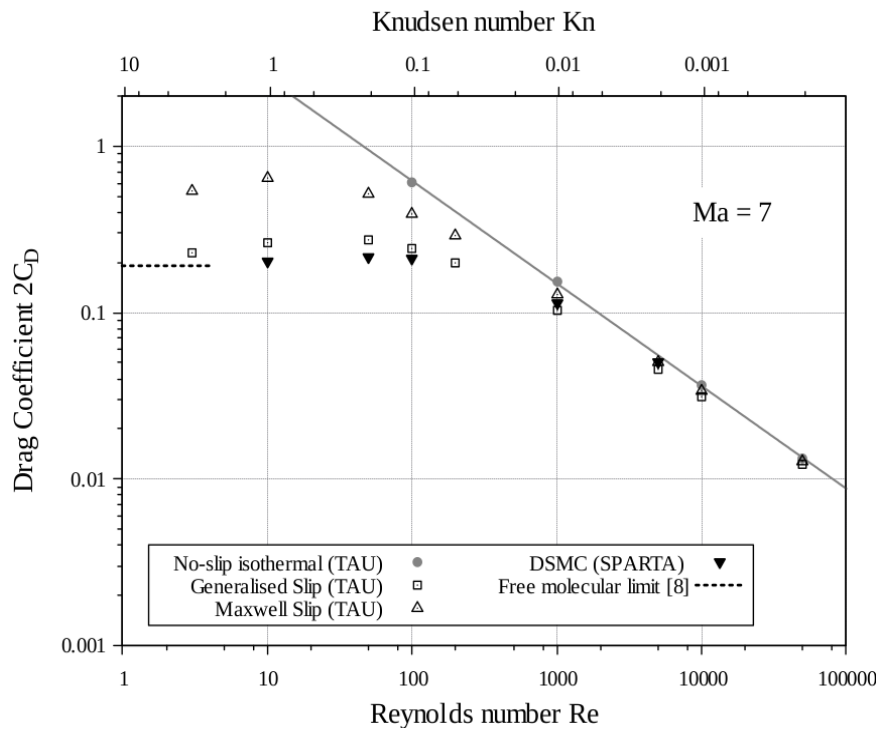


Figure 2: Drag Coefficient for a Mach-7 flow of nitrogen over a flat plate.

References :

- [1] Maxwell. *On Stresses in Rarefied Gases Arising from Inequalities of Temperature*. Philos. Trans. R. Soc., 170(1):231–256, January 1879.
- [2] Shu et al. *Fluid Velocity Slip and Temperature Jump at a Solid Surface*. Applied Mechanics Reviews, 69(2), 2017
- [3] Gökçen et al. *Computational Fluid Dynamics Near the Continuum Limit*. 8th Computational Fluid Dynamics Conference, June 1987. <https://doi.org/10.2514/6.1987-1115>.
- [4] Lockerby et al. *The Velocity Boundary Condition at Solid Walls in Rarefied Gas Calculations*. Physical Review E, 70(1), July 2004.
- [5] Lofthouse. *Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics Using the Direct Simulation Monte Carlo and Navier-Stokes Models*. Dissertation, University of Michigan, 2008.
- [6] Le et al. *New Type of Smoluchowski Temperature Jump Condition Considering Viscous Heat Generation*. AIAA Journal, 55(2), 474-483, February 2017.
- [7] Assam et al. *Use of the Pressure Jump Boundary Condition in the High Speed Rarefied Gas Flows*. 6th European Conference on Computational Mechanics, Glasgow June 2018.
- [8] Koppenwallner, *The Drag of Simple Shaped Bodies in the Rarefied Flow Regime*. AIAA 20th Thermophysics Conference, Williamsburg Virginia June 1985

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Validation of non-equilibrium models in CO₂ containing flows in condition of ground facility

Alena Kosareva¹, Georgii Shoev²

¹Saint Petersburg State University, 7/9 Universitetskaya nab., St. Petersburg, 199034, Russia

kos-hellen@yandex.ru

²Khrstianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, 4/1 Institutskaya, Novosibirsk 630090, Russia

gerashoev@yandex.ru

Introduction

Development and validation of models for chemical and vibrational relaxations in mixtures containing carbon dioxide is necessary for many applied problems, including the calculation of the flow around an apparatus in the atmospheres of planets with a high CO₂ content [1,2,3] (Mars, Venus). The earliest models for describing such flows using one temperature for three types of vibrations of CO₂ molecules [4] similarly to the description of diatomic molecules. However, this approach ignores some important effects of interaction between different vibrational modes. The most detailed state-to-state approach [5] unfortunately, cannot be performed for 2D-3D modeling because of the tremendous number of equations and complexity of calculating the coefficients. Thus, the use of multi-temperature models [3] is the most acceptable in terms of numerical costs and is feasible in implementation. The aim of this work was the introduction of multi-temperature models for the description of carbon dioxide molecules, taking into account the internal structure of the molecule in the existing CFD solver and model validation by comparison with the experimental data on flow around a cone in ground facility conditions [6].

Multi-temperature model

We consider a high-enthalpy flow of a non-equilibrium reacting mixture of CO₂, CO, O₂, O and C with dissociation of CO₂, CO and O₂, exchange reactions, and vibrational excitation of molecules. Flows of considered mixture investigated with using 3T, 2T and 1T approaches based on the relation between characteristic times of processes. In the frame of the three-temperature approach vibrational kinetic of CO₂ molecule described using two vibrational temperatures for combined and asymmetric mode (due to Fermi resonance between the frequencies of the symmetric and deformation modes [3]).

Navier Stokes equations are used to describe the chemical-vibrational nonequilibrium flow. For description of the vibrational kinetics the equations were written for the combined mode and the asymmetric mode of CO₂, as well as the vibrational kinetics equations for diatomic molecules. Production terms of vibrational kinetic equations were calculated through simplified Landau-Teller formula with relaxation times. In the equations of chemical kinetics, the vibrational nonequilibrium of the mixture molecules was also taken into account. Dissociation rate coefficients of CO₂ were calculated using the Treanor-Marron model and for dissociation rate coefficients of diatomic molecules, Park models were used [1]. Exchange reactions were considered equilibrium and were calculated according to the Arrhenius law with parameters from [1].

Validation

We consider a flow of a chemically reacting mixture around cones with different diameters (d) and half-angles (δ) for the experimental Conditions 2 [6]: $u_\infty = 2910$ [m/sec],

$T_{tr,\infty} = 1470$ [K], $p_\infty = 13.9$ [kPa], $Y_{CO_2} = 0.813$, $Y_{CO} = 0.119$, $Y_{O_2} = 0.067$, $Y_O = 0.001$, $Y_C = 7.2e - 15$

Additionally, we consider a low-Reynolds flow for free-stream conditions, where the only difference is a lower static pressure in the free-stream (Conditions 3: $p_\infty=63.25$). The wall of the cone is assumed as noncatalytic. The flow problem is solved in the axisymmetric formulation.

Fig. 1 shows the temperature fields computed with the use of different types of approximation. A detached shock wave forms in front of the cone. A noticeable difference in T values when using various approximations can be noticed immediately behind the shock wave and further in the relaxation zone in front of the cone. This is explained by a more detailed description of vibrational kinetics in multi-temperature approximations, while in 1T the kinetic energy is redistributed over all internal degrees of freedom.

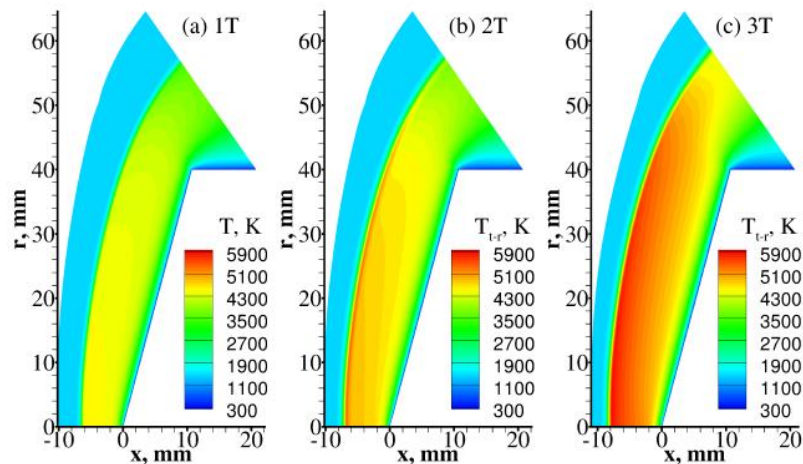


Fig. 1: Fields of temperature (a) and translational-rotational temperature (b, c). Conditions 3, $\delta=75^\circ$, $d=8$ cm.

For comparison with experimental results 1T model was employed with different chemical reaction models: full set of reactions, model proposed in Park [1] without backward exchange reactions and recombinations. And frozen flow without chemical reactions are also considered to demonstrate the real gas effects.

The shock wave stand-off distances calculated with the use of different models of chemical reactions are compared with the experimental data in Fig. 2. It is clearly seen that the results of simulations with due allowance for the chemical reactions are in good agreement with the experimental data even if the uncertainties and errors are taken into account. The computations for the reacting mixture with reactions [1] yield smaller values of the stand-off distance as the cone half-angle increases. The results computed for the frozen flow differ from the experimental value by more than a factor of 2, which is far beyond all inaccuracy estimates or errors inherent in both experimental and numerical studies.

The shock wave stand-off distances calculated with the use of different models of chemical reactions are compared with the experimental data in Fig. 2. It is clearly seen that the results of simulations with due allowance for the chemical reactions are in good agreement with the experimental data even if the uncertainties and errors are taken into account. The computations for the reacting mixture with reactions [1] yield smaller values of the stand-off distance as the cone half-angle increases. The results computed for the frozen flow differ from the experimental value by more than a factor of 2, which is far beyond all inaccuracy estimates or errors inherent in both experimental and numerical studies.

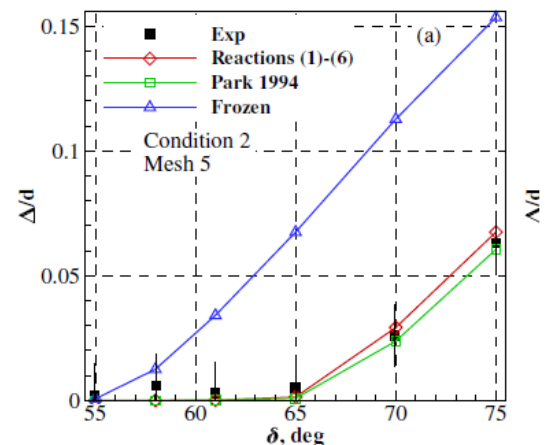


Fig. 2: Shock wave stand-off distance; $d=8$ cm.

Acknowledgments

This work was supported by Russian Foundation for Basic Research, project 18-01-00493.

References

1. C. Park, J. Howe, R. Jaffe. Review of Chemical-Kinetic Problem of future NASA Mission, II: Mars entries // J. Thermophys. Heat Transfer. Vol. 8. No. 1. P. 9-23. 1994
2. V. Hannemann and A. Mack. Chemical non equilibrium model of the martian atmosphere// in 6th European Symposium Aerothermodynamics for Space Vehicles; Versailles; France; 3 - 6 November 2008, Vol. 659. Paper. 76979. 2009
3. E. Kustova, E. Nagnibeda, Y. Shevelev, and N. Syzranova. Comparison of different models for non-equilibrium CO₂ flows in a shock layer near a blunt body// Shock Waves. Vol. 21. No. 3. Pp. 273-287. 2011.
4. R. Brun. Transport properties in reactive gas flows// In AIAA 23rd Thermo-physics, Plasmadynamics and Lasers Conference, San Antonio; United States. Vol. 88. Pp. AIAA- 88-2655. 1988.
5. Armenise, E. Kustova. State-to-state models for CO₂ molecules: from the theory to an application to hypersonic boundary layers // Chem. Phys. Vol. 415. Pp. 269-281. 2013
6. I. Leyva. Shock detachment process on cones in hypervelocity flows. Ph.D. thesis, California Institute of Technology, Pasadena CA, 1999.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Verstärkung der Wärmeübertragung in transitionellen Stoß-Grenzschicht Wechselwirkungen

Jens Lunte, Erich Schülein

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS),
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen, Bunsenstr.10, 37073 Göttingen,
jens.lunte@dlr.de, erich.schuelein@dlr.de

Stoß-Grenzschicht Wechselwirkungen (in Englisch: Shock-Wave / Boundary-Layer Interactions (SWBLI)) sind allgegenwärtig in Überschallströmungen und beeinflussen sowohl die Struktur als auch die Eigenschaften der Strömung signifikant [1]. Ein besonderes Augenmerk muss hierbei auf den Wärmestrom zwischen Fluid und Flugobjekt gelegt werden. Aufgrund der hohen Geschwindigkeiten können Oberflächentemperaturen weit über 1000 K erreicht werden, wobei die Wärmeströme in der Nähe von SWBLI um ein Vielfaches ansteigen im Vergleich zur ungestörten Grenzschicht [1]. Der Verstärkungsfaktor hängt hierbei neben der Stoßintensität auch vom Zustand der Grenzschicht (laminar, transitionell & turbulent) ab, wobei die höchsten Verstärkungsfaktoren in transitionellen SWBLI erreicht werden [2]. Durch die hohen thermischen Lasten sind verlässliche Vorhersagen der Wärmeströme bei transitionellen SWBLI unabdingbar für die Auslegung von Überschallfluggeräten.

In der aktuellen Arbeit [3] wurde die Intensivierung des Wärmetransfers auf einer ebenen Platte unter Einwirkung eines einfallenden zweidimensionalen Verdichtungsstoßes untersucht. Hierbei wurde sowohl die Stoßintensität als auch der Grenzschichtzustand an der Stoßauftreffposition von laminar bis turbulent variiert.

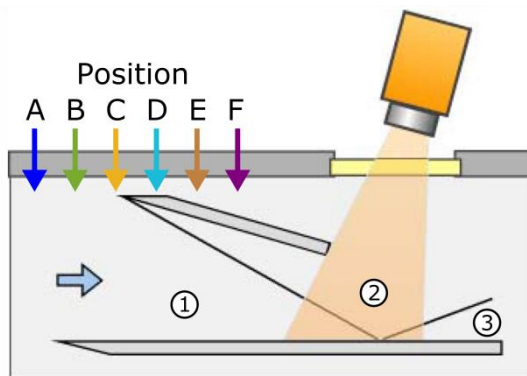


Abbildung 1: Schematischer experimenteller Aufbau.

Die Messungen wurden am Rohrwindkanal in Göttingen (RWG) bei Mach 6 durchgeführt. Die Einheits-Reynolds-Zahl Re_1 wurde für eine Verschiebung der Transitionslage zwischen $4 \cdot 10^6 \text{m}^{-1}$ und $12 \cdot 10^6 \text{m}^{-1}$ variiert, indem bei einer konstanten Totaltemperatur der Totaldruck angepasst wird. Das Modell besteht aus einer ebenen Platte mit einer scharfen Vorderkante. Ein Keil wird oberhalb der Platte montiert und erzeugt einen einfallenden zweidimensionalen Verdichtungsstoß. Sowohl der Anstellwinkel (1° , 2° und 3°) als auch die Position des Stoßgenerators im Bezug zur Vorderkante der ebenen Platte lassen sich variieren. Dies ermöglicht eine systematische Untersuchung der Stoßstärke und der Stoß-

auftreffposition x_{imp} . Die zeitliche Entwicklung der Oberflächentemperaturen auf der ebenen Platte wurde mittels einer Infrarot Kamera (IRCAM EQUUS 327kL) aufgezeichnet. Aus der Temperaturentwicklung wird die dimensionslose Wärmestromdichte in Form der Stanton-Zahl Verteilung berechnet. Der experimentelle Aufbau ist in Abbildung 1 skizziert.

Abbildung 2 zeigt ein Beispiel der gemessenen Stanton-Zahl Verteilungen mit variiertem Stoßauftreffposition bei einem Stoßgeneratorwinkel von 3° . Zusätzlich wurden theoretische Referenzkurven für die laminare (Ähnlichkeitslösung für kompressible laminare Grenzschichten) und turbulente [4] Grenzschicht hinzugefügt. Außerdem ist der Stanton-Zahl Verlauf für die natürliche Transition (keine SWBLI) auf der Ebenen Platte dargestellt (no shock). Die Auswirkungen des Grenzschichtzustandes bei x_{imp} sind zu erkennen. Je fortgeschrittener die Transition an der x_{imp} Stelle ist, desto kleiner wird die stoßinduzierte Ablöseblase. Die transitionellen SWBLI erzeugen dabei die höchsten dimensionslosen Wärmestromdichten. Aber

nicht nur St_{\max} hängt vom Grenzschichtzustand ab, sondern auch die Lauflänge bis das Maximum erreicht wird.

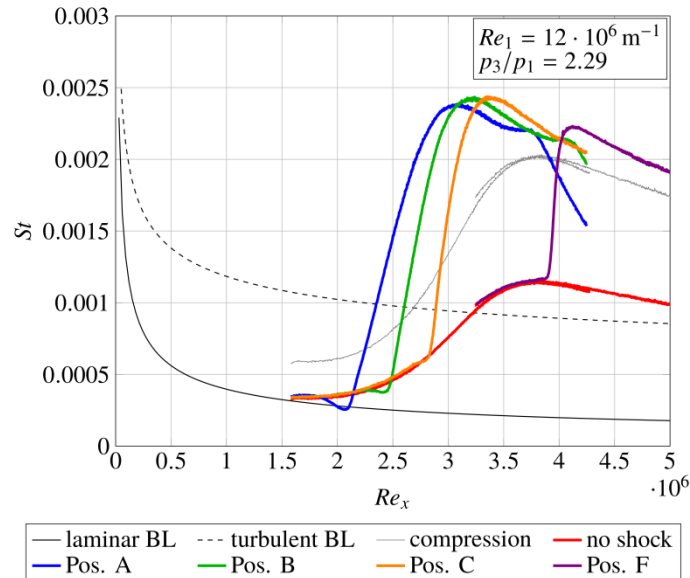


Abbildung 2: Wärmestrom-Verteilung auf der ebenen Platte mit und ohne SWBLI. Durch Variation der Stoßauftreffposition ändern sich die Wärmestrom-Verteilungen.

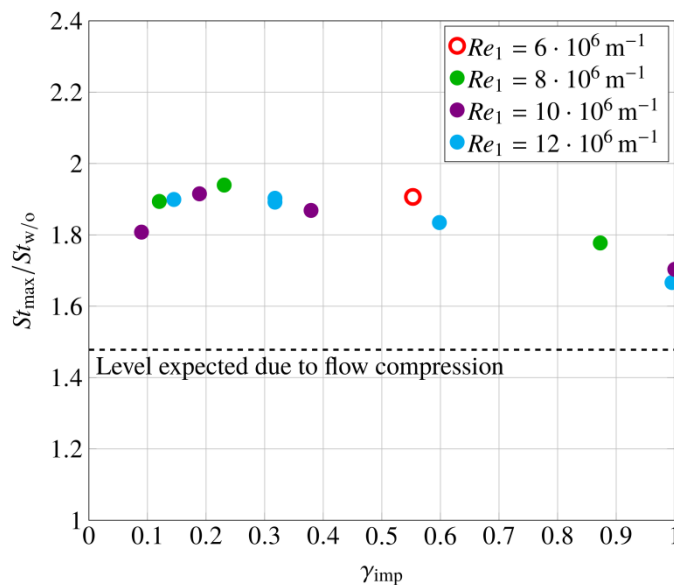


Abbildung 3: Erhöhung des Wärmestroms durch eine transitionelle SWBLI in Abhängigkeit vom Grenzschichtzustand an der Stoßauftreffposition.

Die gemessenen Verteilungen der Wärmestromdichten wurden genutzt, um die beobachteten Effekte der transitionellen SWBLI entsprechend der Vorgehensweise, die in [2] vorgeschlagen wurde, zu quantifizieren. Jeder transitionellen SWBLI wurde ein Verstärkungsfaktor für die Wärmestromdichte zugewiesen, indem St_{\max} mit der Stanton-Zahl der ungestörten Strömung an der selben Re_x Position skaliert wird. Zusätzlich wurde aus den Stanton-Zahl Verläufen und x_{imp} ein Interferenzwert γ_{imp} der Grenzschicht an der Stoßauftreffposition zugewiesen. Eine laminare Grenzschicht wird durch einen Interferenzwert von 0 ausgedrückt und eine voll-turbulente Grenzschicht hat einen Wert von 1. In Abbildung 3 ist die Wärmestromverstärkung gegen γ_{imp} dargestellt für eine konstante Stoßintensität von $p_3/p_1 = 1.76$. Die untersuchten Einheits-Reynoldszahlen zeigen einen gemeinsamen Trend der Messpunkte. Die höchsten Verstärkungsfaktoren werden um einen kritischen Wert von $\gamma_{\text{imp}} \approx 0.2$ erzeugt.

Literatur :

- [1] Dolling, D. S. (2001). Fifty years of shock-wave/boundary-layer interaction research : what next?. *AIAA journal*, 39(8), 1517-1531.
- [2] Schüle, E. (2014). Effects of laminar-turbulent transition on the shock-wave/boundary-layer interaction. *AIAA AVIATION FORUM*, (AIAA 2014-3332).
- [3] Lunte, J. , Schüle, E. (2019). Heat transfer amplification in transitional shock-wave/boundary-layer interactions. *AIAA AVIATION FORUM*, (AIAA 2019-3440).
- [4] Van Driest, E. R. (1956). The problem of aerodynamic heating. Institute of the Aeronautical Sciences.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Velocity-space Hybrid Solver for Modelling Non-equilibrium Rarefied Flows

Georgii Oblapenko¹, David Goldstein¹, Philip Varghese¹, Christopher Moore²

¹The University of Texas at Austin, Austin, TX, USA, 78712

georgii.oblapenko@austin.utexas.edu

²Sandia National Laboratories, Albuquerque, NM, USA, 87175

Introduction

Modelling rarefied gas flows requires the use of kinetic solvers, since the continuum assumption does not hold and one cannot use the Navier-Stokes equations. While many methods for simulation of rarefied gas flows have been developed, the most widely used one remains the Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) method [1], which has over the years expanded to include multiple physical phenomena (such as ionization, electronic excitation, radiation and complex gas-surface interactions). However, the statistical fluctuations inherent to DSMC complicate its application to low-speed flows, as well as hybridization with CFD solvers in physical space. The other drawback of DSMC is the large number of particles required for flow simulations where correctly resolving trace populations (such as trace species, excited internal energy states, high-velocity distribution tails) is important. Another approach to modelling of rarefied gas flows is the use of Discrete Velocity Methods (DVM) [2-4], which aim to numerically solve the Boltzmann equation, and can resolve very sparse populations (such as those of high-lying internal energy states [5]), as well as model inelastic processes with very low reaction probabilities [6].

In the present work, a velocity-space hybrid approach is developed, which combines the DSMC representation for the bulk of the velocity distribution function, and uses a conservative DVM-based solver developed at The University of Texas at Austin, QUIPS, for the tails of the distribution function. The aim of such an approach is to retain most of the accuracy of the QUIPS solver for the trace populations, while benefitting from the computational efficiency of DSMC. The developed solver is applied to several model problems and the results are compared to both a pure QUIPS solver, as well as the SPARTA DSMC code [7].

Velocity-space hybridization method

The numerical method for the velocity-space hybridization involves splitting the velocity space into two disjoint regions F and Q . In the first one, the velocity distribution function (VDF) is represented by a relatively small number of variable-weight DSMC particles [8], while in region Q the VDF is represented via a set of variable-mass particles with fixed velocities (quasi-particles). For

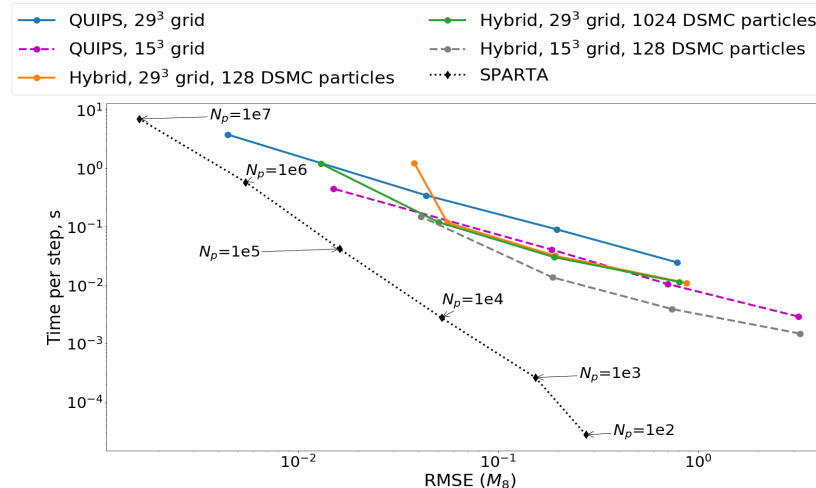


Fig. 1: Computational time per step vs RMSE of 8th moment.

collisions of the DSMC particles, the No-Time-Counter collision algorithm is used [1], while for collisions involving discrete velocity quasi-particles in Q , a Monte Carlo evaluation of the collision integral is employed [9]. A conservative re-mapping scheme is used in Q to ensure that post-collision mass remains on the discrete grid while conserving mass, momentum and energy [10]. A conservative merging algorithm [11] is used to control the number of

DSMC particles. A finite-difference convection scheme is used for the quasi-particles and Lagrangian convection for the DSMC particles.

Preliminary results

The developed approach has been tested for a spatially homogeneous test case, where it shows promising improvements over both DSMC and QUIPS.

Figure 1 shows the computation time per collision step vs. RMSE (root-mean-square error) in the 8th moment of the distribution function; different points on the SPARTA curve correspond to different numbers of DSMC particles used for the simulation; different points on the QUIPS and hybrid curves correspond to different values of the noise parameter affecting the accuracy of the Monte-Carlo evaluation of the collision integral. Using the hybrid code allows one to retain relatively low noise in the tails of the VDF while achieving better computational efficiency than QUIPS. While SPARTA is more computationally efficient than both the hybrid code and the QUIPS code, the number of particles required to achieve a high accuracy in SPARTA is much larger than the number of points on the discrete grid and DSMC particles in the hybrid code, and for complex real-life simulations, such a large number of particles is often impractical due to memory constraints.

Final paper outlook

In the final version, results of 1D simulations of a shock-wave, Couette and Fourier flows will be presented, and comparisons between various codes (hybrid approach, QUIPS, SPARTA) made in terms of both computational error and numerical efficiency.

Acknowledgments

This work was supported by Sandia National Laboratories. Sandia National Laboratories is a multimission laboratory managed and operated by National Technology and Engineering Solutions of Sandia, LLC., a wholly owned subsidiary of Honeywell International, Inc., for the U.S. Department of Energy's National Nuclear Security Administration under contract DE-NA0003525.

References

- [1] Bird, G. A. *Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows*. Oxford: Clarendon press, 1994.
- [2] Goldstein, D. B., B. Sturtevant, and J. E. Broadwell. "Investigations of the motion of discrete-velocity gases." *Prog. Astronaut. and Aeronaut.* 117 (1989): pp. 100-117.
- [3] Tan, Z., and P. L. Varghese. "The Δ - ϵ method for the Boltzmann equation." *J. Comp. Phys.* 110 (1994): pp. 327-340.
- [4] Tcheremissine, F. G. "Solution of the Boltzmann kinetic equation for low speed flows." *Transp. Theory Stat. Phys.* 37, 5-7 (2008): pp. 564-575.
- [5] Clarke, P., P. Varghese, and D. Goldstein. "A low noise discrete velocity method for the Boltzmann equation with quantized rotational and vibrational energy." *J. Comp. Phys.* 352 (2018): pp. 326-340.
- [6] Yasvanth, P., P. L. Varghese, D. B. Goldstein, and K. J. Higdon. "Modeling of chemical reactions using quasi-particle simulation (QuiPS)." In *AIP Conf. Proc.*, vol. 2132, no. 1, p. 140002, 2019.
- [7] Plimpton, S. J., and M. A. Gallis. "SPARTA direct simulation Monte Carlo (DSMC) simulator." *Sandia National Laboratories, USA* (2015).
- [8] Rjasanow, S., and W. Wagner. *Stochastic numerics for the Boltzmann equation*. Berlin: Springer, 2005.
- [9] Morris, A. B., Philip L. Varghese, and David B. Goldstein. "Monte Carlo solution of the Boltzmann equation via a discrete velocity model." *J. of Comp. Phys.* 230, 4 (2011): pp. 1265-1280.
- [10] Morris, A. B., P. L. Varghese, and D. B. Goldstein. "Improvement of a Discrete Velocity Boltzmann Equation Solver With Arbitrary Post-Collision Velocities." In *AIP Conf. Proc.*, vol. 1084, no. 1, pp. 458-463, 2008.
- [11] Martin, R.S., and J.-L. Cambier. "Octree particle management for DSMC and PIC simulations." *J. Comp. Phys.* 327 (2016): pp. 943-966.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Distributed roughness-induced transition in a hypersonic boundary-layer on a cone

Divek Surujhlal, Giannino Ponchio Camillo, Alexander Wagner

Institut Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Email: divek.surujhlal@dlr.de

This paper details the experimental study of roughness-induced boundary-layer transition in a hypersonic flow of moderate-enthalpy (i.e., 3.4 MJ/kg) on a 7-degree half-angle cone tested in the Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) at Mach 7.4. A schematic of this facility is shown in figure 1(a). The cone model used has two different sides (see figure 1(b)): one side is of a polished stainless steel finish; the other side consists of a porous insert. The streamwise-axis is as shown in figure 1(b). This work focuses on initial results obtained for the polished metal surface. Given the facility-dependent nature of experimental evaluation of distributed roughness-induced transition, the results obtained form part of a database collection for the HEG facility. These are to be used in a forthcoming shock-wave turbulent boundary-layer interaction campaign.

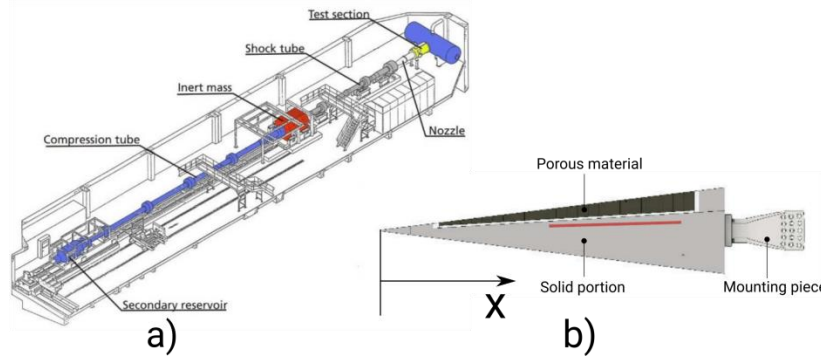


Abbildung 1: a) Schematic of HEG facility; b) Schematic of cone test mode and streamwise (x) axis as shown..

Roughness elements consisting of slag granules, nominally used in sandblasting applications, were adhered to the cone nose-tip. This is shown in figure 2 (a) for a $R_n = 2.5\text{mm}$ radius nose-tip and b) for a nominally sharp nose ($R_n = 0.1\text{mm}$). Figure 2 (c) depicts the cone model as installed in the HEG test section, and the location of the roughness elements on the exchangeable nose of the cone.

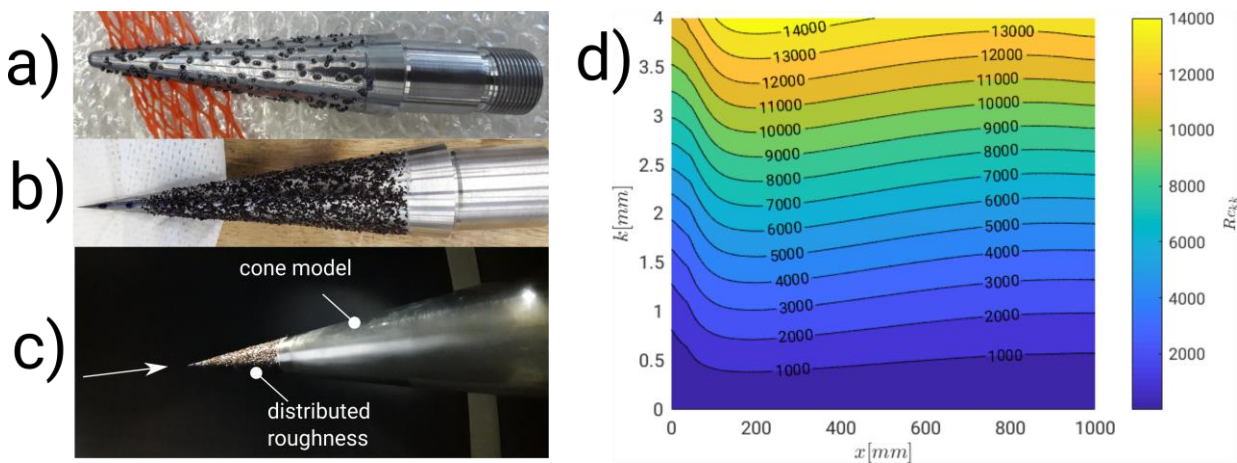


Abbildung 2: Examples of large (a) and small (b) roughness elements applied to cone nose-tip; c) Cone model with roughened nose-tip in HEG test section d) Usage of Re_{kk} correlation for $Re/m = 2.4M$.

The roughness element height dimension k was chosen based on an assessment of the literature which considers Re_{kk} values as an empirical measure of effectiveness of tripping a boundary-layer from

STAB

being laminar to turbulent. The formulation of Re_{kk} consists of laminar boundary-layer parameters, evaluated at the roughness height k , a distance normal to the surface:

$$Re_{kk} = \frac{\rho_k U_k k}{\mu_k}$$

Initial numerical models carried out in DLR-TAU provided preliminary insight into expected Re_{kk} values obtainable at various roughness heights, as shown in figure 2(d). However, the Re_{kk} methodology is highly facility-dependent and significant variations (1000 – 40000) in the expected transitional values of exist. However, empirical correlations provide the only guideline in the absence of a physics-based transition prediction methodology for distributed roughness in hypersonic flows.

At the time of writing, experiments have been performed with distributed roughness granule sizes in the range of 0.4 – 0.6mm and bigger grains with a size range of 0.7 – 1.0mm.

Figure 3 shows the Stanton number distributions, and power spectral density (PSD) distributions of the piezoelectric pressure transducers (PCBs) which are surface-mounted to the cone. The black vertical dotted lines in figures 3 (a) and (d) mark the streamwise-positions of the PCB transducers. PCBS04 is placed upstream of PCBS01. The Stanton number profiles clearly demonstrate the effectiveness of the roughness elements in shifting the transition location upstream. However, further tests are currently underway to isolate the effects of nose bluntness and Reynolds number effects on roughness-induced transition.

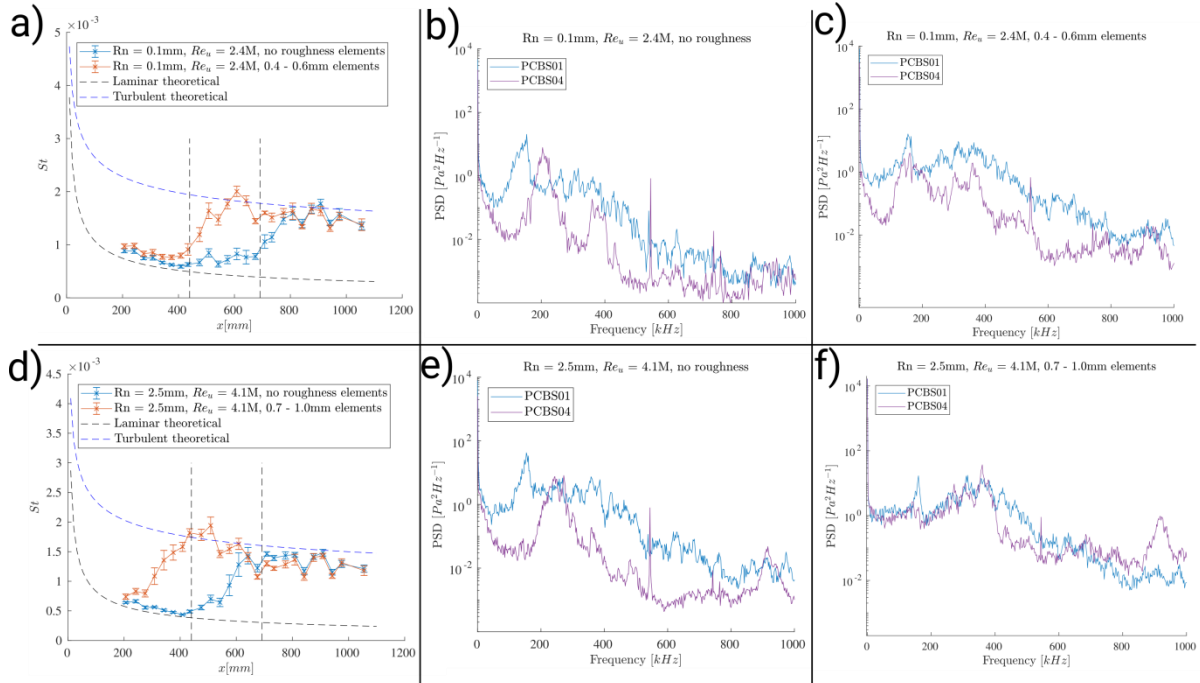


Abbildung 3: a) Stanton number distribution for sharp nose case; b) PCB spectra for clean (no roughness) configuration; c) PCB spectra for 0.4 - 0.6mm elements; d) Stanton number distribution for blunt nose case; e) PCB spectra for clean (no roughness) configuration; f) PCB spectra for 0.7 - 1.0mm elements.

Further insight is provided by the PCB spectra, computed for the duration of steady flow. The spectra for cases without roughness elements indicate strong evidence of 2nd mode wavepackets, which act as a natural waveguide to amplify boundary-layer disturbances and induce transition. This is evidenced by the peaks at 200-300 kHz. PCBS01 displays a somewhat flatter profile, indicating turbulence development, as confirmed by high-speed schlieren imaging. The inclusion of distributed roughness elements increases the energy content of higher-frequency dynamics in the boundary-layer, thereby flattening the spectra at frequencies as large as 800 kHz compared to the clean configurations. Further discussion will be made surrounding energy content of the boundary-layer, as imparted by various roughness grain sizes and configurations. Further diagnostics to aid this discussion include high-speed temperature-sensitive paint (TSP) and focused-laser differential interferometry (FLDI) for off-surface measurements of boundary-layer energy-content.

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Roughness-Induced Transition in a Re-Entry Scenario of a Hemispherical Capsule in the light of various Chemical Models for High-Temperature Gas Effects

Friedrich Ulrich and Christian Stemmer

Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik,
Technische Universität München
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching bei München,
Email: fritz.ulrich@tum.de

In a re-entry scenario of a space capsule, the physical mechanism of the boundary-layer transition plays an important role in the design of the vehicle's Thermal Protection System (TPS), because the heat-transfer rate in the turbulent boundary layer is significantly higher than in the laminar one.

Furthermore, the extreme aerodynamic heating produces a high-enthalpy environment where chemical reactions and non-equilibrium effects play a notable role, influencing aerothermodynamic parameters and as a result the boundary layer and the heat transfer. Nevertheless, the mission-critical prediction of the laminar-turbulent transition is not fully understood in present literature.

The influence of a single and distributed roughness element located on a hemispherical capsule configuration was studied by Di Giovanni and Stemmer [1] in previous works under wind-tunnel conditions with $Ma=5.9$. Two main stable symmetric and antisymmetric modes were found for the spanwise periodic roughness elements. A second patch was designed of a randomly distributed roughness pattern. A cross-flow-like instability occurred for such a roughness pattern. The cross-flow induced vortex was not damped downstream and created a source of instability for artificially induced disturbances.

It has been noted that the well-known Re_{kk} criterion does not take into account the shape of the roughness patch. Furthermore, newer approaches, such as a Reynolds number based on the momentum deficit by Bernardini et al. [3] does not consider all aspects of the roughness shape. Through several Direct Numerical Simulations with various roughness shapes the influence of the shape of a distributed roughness patch is studied. In Fig. 1 vortices are formed due to a sinusoidal roughness. According to Van den Eynde [2] not only the frontal but also the aft section has a major effect on the transition process. A lower instability growth rate is caused by a ramped-down aft section of the roughness element, because the detached shear layer is able to spread out and reduce in strength. It can be seen in Fig. 1 how a different slope of the roughness element (of the same roughness height) influences the creation of counter-rotating vortices.

The effect of the roughness induced transition is investigated further not only for isolated roughness elements but also for distributed roughness patches. The aspect of symmetry is to be considered. Further, structures in the wake of the roughness element are studied and their effect on stability.

These simulations are performed under the consideration of chemical effects. The gas in chemical equilibrium, in chemical nonequilibrium as well in thermo-chemical non-equilibrium is studied. The effectiveness of the roughness elements to generate structures in the boundary layer is investigated.

STAB

In order to trigger transition acoustic disturbances are introduced into the domain. Without these disturbances the flow remains stable due to strong gradients in the curved geometry of the capsule. A Fourier analysis is performed in order to study (secondary) instabilities and gain knowledge on the amplification of artificially induced modes.

The aim of this project is to formulate correlations between the type of roughness as well as the type of disturbance and the development of the disturbances to improve empirical transition criteria.

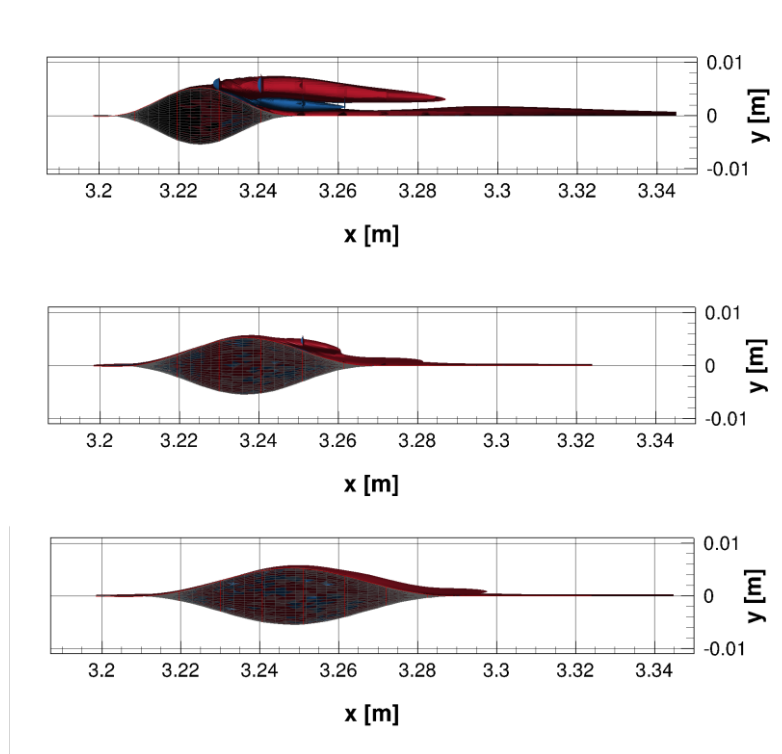


Fig. 1: Isosurfaces of streamwise vorticity in a Mach 20 flow past various roughness elements (red, $\omega_x = -4.5e4 \text{ s}^{-1}$, blue, $\omega_x = -4.5e4 \text{ s}^{-1}$)

References

- [1] A. Di Giovanni and C. Stemmer, “Crossflow-type breakdown induced by distributed roughness in the boundary layer of a hypersonic capsule configuration”, *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 856, pp. 470-503, 2018.
- [2] J. P. J. P. Van den Eynde and Neil D. Sandham, “Numerical simulations of transition due to isolated roughness elements at mach 6”, *AIAA Journal*, vol. 54, no. 1, pp. 53–65, 2016.
- [3] M. Bernardini, S. Pirozzoli, P. Orlandi, and S. K. Lele, “Parameterization of boundary-layer transition induced by isolated roughness elements,” *AIAA Journal*, vol. 52, no. 10, pp. 2261–2269, 2014.

Untersuchungen der Strömungskontrolle bei turbulenter Grenzschicht durch wandnormales, homogenes Ausblasen und Einsaugen mittels RANS

Georg Fahland, Alexander Stroh, Davide Gatti, Bettina Frohnäpfel

Institut für Strömungsmechanik (ISTM), Karlsruher Institut für Technologie (KIT)

1 Einleitung

Zur Effizienzsteigerung von Luftfahrzeugen wurden vielfältige Maßnahmen vorgeschlagen und auch erfolgreich umgesetzt. Aktive Grenzschichtbeeinflussung, als eine Möglichkeit, wurde bereits von Prandtl erwähnt [9]. Trotz technischer Schwierigkeiten bei der Umsetzung, existieren mehrere Forschungsansätze, die das Thema mit unterschiedlichen Schwerpunkten im Fokus haben (Laminarhaltung durch Absaugen Radespiel und Boermans *et al.* [3]; Turbulente Reibungsminderung Fukagata *et al.* [4]). Die vorliegende Arbeit behandelt die aktive Grenzschichtkontrolle durch homogenes, wandnormales Ausblasen und Einsaugen in Gebieten turbulenter Grenzschicht an Flügelprofilen. Das Ziel ist, einen Überblick über den Einfluss unterschiedlicher Geometrie- und Kontrollparameter auf die Polaren der Profile zu schaffen, ähnlich zu Untersuchungen von Jacobs *et al.* zu den Geometrieinflüssen der NACA-Serie [5]. Die gewonnene Erkenntnis wird anschließend in einem Beispiel zur Variation eines Althaus-Profiles mit Grenzschichtkontrolle eingesetzt.

2 Methodik

Da das Ziel der Rechnungen die Erstellung einer Parameterstudie war, wird als Rechenmethode 2D-RANS gewählt. Diese Wahl ermöglicht die Berechnung einer großen Anzahl Parameterkombinationen in vertretbarer Zeit bei detaillierter Grenzschichtauflösung von $y_{min}^+ \leq 1$. Die Berechnungen werden mit dem simpleFoam-Solver der OpenFOAM-Toolbox durchgeführt. Als Turbulenzmodell dient $k-\omega$ -SST, wobei die turbulente kinetische Energie k bis zur Tripping-Position bei null gehalten wird, um eine laminare Grenzschicht bis zur erzwungenen Umschlagposition $x_{tr} = 0.1c$ zu gewährleisten. Das Fernfeld bildet ein strukturiertes C-Netz mit Radius $r = 50c$, um sowohl stumpfe als auch scharfe Endkanten in der Berechnung zu ermöglichen. Zur Validierung der verwendeten Modellierung kommen sehr fein aufgelöste DNS/LES-Simulationen zum Einsatz [2, 11], die jedoch nur einzelne Parameterkombinationen an einem NACA4412 darstellen. Zum Vergleich anderer Profile werden daher XFoil-Rechnungen zu jeder Referenzlösung ohne Grenzschichtkontrolle durchgeführt. Eine Nutzung einer Methode ähnlich zu der in XFoil zur Untersuchung der Grenzschichtbeeinflussung wurde in der Arbeitsgruppe bereits durchgeführt und im letzten Jahr auf dieser Konferenz vorgestellt [7, 8]. Sie ist jedoch nicht Teil der vorliegenden Untersuchung. Weiterhin werden auch Vergleiche zu experimentellen Ergebnissen mit und ohne Grenzschichtkontrolle zu den vorliegenden Rechnungen gezogen [6, 1]. Die Parameterstudie deckt Anstellwinkel $\alpha = [-3^\circ, 12^\circ]$, $Re = [10^5, 10^7]$, Wölbungs- und Dickenänderung, Kontrollintensität $v_{BLC} = [0.01, 2]\%u_\infty$ und verschiedene Profile aus der NACA-Serie ab.

3 Ergebnisse

Als Beispiel der Ergebnisse der Parameterstudie seien hier drei grundlegende Kontrollmöglichkeiten an einem NACA4412 gezeigt: Großflächiges Ausblasen und Absaugen auf der Saugseite (SS) bzw. Ausblasen auf der Druckseite (PS). Diese generische Konfiguration ist auch in

den Referenzlösungen der DNS/LES gewählt [12, 2]. Die Ausblaseintensität in diesem Beispiel beträgt $v_{BLC} = 0.1\%u_\infty$. Die Ergebnisse werden auf Basis folgender Fragen diskutiert:

- Ist es möglich Wandschubspannung durch homogenes Ausblasen zu verringern ohne den Druckwiderstand zu erhöhen?
- Wie anfällig ist eine in einem bestimmten Betriebspunkt günstige Konfiguration gegen Parameteränderungen, z.B. Anstellwinkel α
- Wie ändert sich der Kontrolleffekt mit der Reynoldszahl Re
- Ist es möglich Eigenschaftsänderung durch Geometrievariationen mittels homogenem Ausblasen und Einsaugen zu immitieren?
- Was sind die generellen Trends der aktiven Kontrolle (ähnlich zu [5])?

Wie zu erwarten [10], steigert Absaugen auf der SS Auftrieb und Effizienz im hohen c_A -Bereich. Ausblasen auf der SS bewirkt das Gegenteil, die erhöhte Grenzschichtdicke steigert außerdem den Druckwiderstand mehr als der Reibungswiderstand gesenkt wird. Die Reduzierung der Wandschubspannung führt in diesem Falle nicht zu einer Performancesteigerung. Ausblasen auf der PS reduziert den Auftrieb hingegen nicht und die Grenzschichtdicke ist ohnehin deutlich niedriger als auf der SS, sodass hier im niedrigen c_A -Bereich ein deutlicher Vorteil zu erzielen ist. Das Profilmoment wird kaum beeinflusst.

Die Abhängigkeit der kontrollierten Fälle von der Reynoldszahl wird in Relation zum unkontrollierten Fall betrachtet. Für einen Anstellwinkel von $\alpha = 5^\circ$ weist Absaugen einen negativen Effizienztrend mit steigender Re auf (Relaminarisierung in der Modellierung ausgeschlossen). Für beide Ausblasekonfigurationen gilt ein positiver Trend, obgleich das Ausblasen auf der SS im untersuchten Bereich vollständig hinter dem unkontrollierten Fall zurückbleibt, wohingegen das Ausblasen auf der Druckseite ab $Re \approx 10^6$ sogar das Absaugen auf der SS bei der maximalen Effizienz übertrifft.

Die hier gezeigten Trends lassen sich auch auf andere Profilklassen übertragen. Im Falle eines Profils mit Stratford-Druckanstieg (hier Bsp.: AH-80-136 [1]) ist es jedoch möglich, selbst für das Ausblasen auf der SS eine Konfiguration mit Leistungssteigerung zu erreichen. Dabei ist der Trend der Leistungsabnahme mit steigendem c_A ähnlich zu denen der NACA-Profile. Im niedrigen c_A -Bereich gelingt jedoch eine Widersandsreduktion durch Reibungsminderung der turbulenten Grenzschicht im Bereich des Druckanstiegs.

Literatur

- [1] D. Althaus and F. X. Wortmann. *Stuttgarter Profilkatalog*. Vieweg, Braunschweig u. a., 1981.
- [2] M. Atzori. Assessment of skin-friction-reduction techniques on a turbulent wing section.
- [3] Nils Beck, Tim Landa, Arne Seitz, Loek Boermans, Yao-long Liu, and Rolf Radespiel. Drag reduction by laminar flow control. *Energies*, 11:252, 01 2018.
- [4] K. Eto, Y. Kondo, and K. Fukugata. Friction drag reduction on a clark-y airfoil using uniform blowing.
- [5] E. N. Jacobs, K. E. Ward, and R. M. Pinkerton. *The characteristics of 78 related airfoil sections from test in the variable-density wind tunnel*. NACA Reports. Washington D.C, USA, 1935.
- [6] Y. Kondo. *Numerical Study On Effects Of Uniform Blowing and Suction in a Flow Around a Clark-Y Airfoil*. Masterthesis, Keio University.
- [7] M. Reder. *Modellierung der Reibungsminderung bei Flügelprofilen mittels homogenem Ausblasen: Modelling of friction drag reduction on wing profiles via uniform blowing*. Masterthesis, Karlsruher Institute of Technology, Karlsruhe.
- [8] M. Reder, A. Stroh, and D. Gatti. Preliminary study of flow control via uniform blowing on airfoils with a boundary element method. In R. King, editor, *Active Flow and Combustion Control 2018, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, NNFM. Springer International Publishing, 2019.
- [9] H. Schlichting. *Grenzschichttheorie*. G. Braun, Karlsruhe, 5. erweiterte und neubearbeitete Auflage edition, 1965.
- [10] O. Schrenk. Tragflügel mit Grenzschichtabsaugung. In Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung, editor, *Luftfahrtforschung 1928*, volume 2 of *Luftfahrtforschung*, page 49. R. Oldenburg, München, 1928.
- [11] R. Vinuesa, S. M. Hosseini, A. Hanifi, D. S. Henningson, and Schlatter P. Pressure-gradient turbulent boundary layers developing around a wing section. *Flow, turbulence and combustion*, 99(3):613–641, 2017.
- [12] R. Vinuesa, P. S. Negi, M. Atzori, A. Hanifi, D. S. Henningson, and P. Schlatter. Turbulent boundary layers around wing sections up to $Re=1,000,000$. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 72:86–99, 2018.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Turbulent Inflow Conditions and Laminar Separation Bubbles: Inflight Measurements of Turbulent Spectra for Wind Tunnel Experiments

M. Greiner, W. Würz

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart, 70550 Stuttgart
greiner@iag.uni-stuttgart.de

Laminar separation bubbles (LSB) play an important role in the design of natural laminar flow airfoils. The prevention of laminar separation is a defining factor for the upper surface contour and the amount of laminar flow. Evidently LSB are susceptible to free stream turbulence (FST). If airfoil design could be targeted on a specific level of FST, separation bubbles would offer the opportunity to take advantage of the turbulent inflow. This investigation seeks to quantify the effect of turbulent inflow upon laminar separation bubbles.

There are two scales of turbulence that are of interest. First, there is the small scale turbulence that affects the boundary layer through receptivity, and second there are the larger scale gusts that induce rapid AoA variations.

Sailplane wings are well suited object of investigation. When thermalling, sailplanes operate at such low Re-numbers and high AoA that promote separation. And sailplane pilots are attracted by those locations, where heat converts into turbulent updraft.

In order to investigate both phenomena in the wind tunnel, a solid data base of typical FST is required. For this purpose a measuring system was set up and installed on a modern sailplane, which recorded u- and v-components of the inflow by means of an x-wire-CTA. The x-wire was installed on a boom 1.3m upstream of the wing leading edge (Fig. 1). The CTA signals were delivered to a $\Sigma\Delta$ -A/D-converter, raw as well as AC-amplified. Sampling rate was 100kHz, and maximum continuous operation was 8 hours. The $\Sigma\Delta$ -converter renders the anti-aliasing filter obsolete, since above the Nyquist frequency, it absorbs efficiently the CTA-specific, increasing electronic noise. Additional measurements such as dynamic and static pressure, temperature and humidity were taken at a sampling rate of 0,2kHz. This allowed using the data gained in flight to correct the calibration of the CTA for ambient temperature and wear of the wires. Dynamic g-loads were also measured at the tip of the boom to exclude vibrations as cause of the CTA readings. The whole installation was tested and calibrated in the Laminar Wind Tunnel in Stuttgart. In flight, spectra could be gained up to 5kHz before the CTA-specific noise prevails (Fig. 2).



Fig 1: Boom with x-wire, attached to sailplane wing

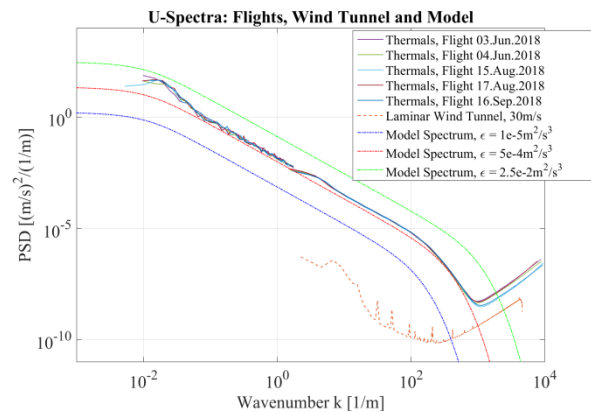


Fig 2: Power spectral densities of turbulence in thermals, in the Laminar Wind Tunnel and model spectra according to [1]

In the 2018 season the equipment was airborne on 13 days along the Swabian Alb, of which five days proved to be evaluable, resulting in 22 hours of data. A range of different weather situations and average climb rates up to 3m/s are covered, as well as thermals described by pilots both as smooth and rough.

To facilitate statistical analysis, data was divided in sections of four seconds and for each section power spectral densities (PSD) and dissipation rates were determined. According to the GPS-track, the sections were identified

STAB

as thermalling, or as flying straight ahead, or were left uncategorized. Regarding the thermalling category, dissipation rates and power spectral densities show only little scatter during each flight as well as between the flights. (Fig. 2). When consecutive thermalling sections are regarded as a whole, and CTA data is downsampled, PSD could be derived down to frequencies of 0.01Hz. At that frequency flight mechanics can be assumed to become dominating. In fact v-spectra flatten below 1 Hz, presumably because, while entering a long enough gust, the glider starts to climb or sink in correlation with the air mass. In contrast the u-spectra continue to increase below 1Hz, thanks to the pilot providing long-wave airspeed variations. In general all the thermalling PSD harmonize very well with model spectra of [1] (Fig 2). Compared to the Laminar Wind Tunnel in Stuttgart, turbulence intensities in thermals are consistently higher by a factor of 60.

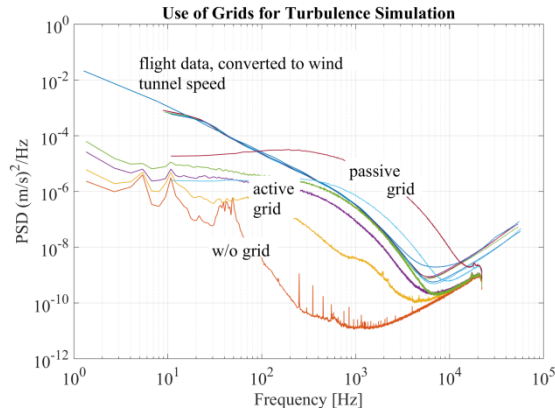


Fig 3: In-flight spectra compared with Wind Tunnel Spectra behind grids (measurements by J. Romblad)

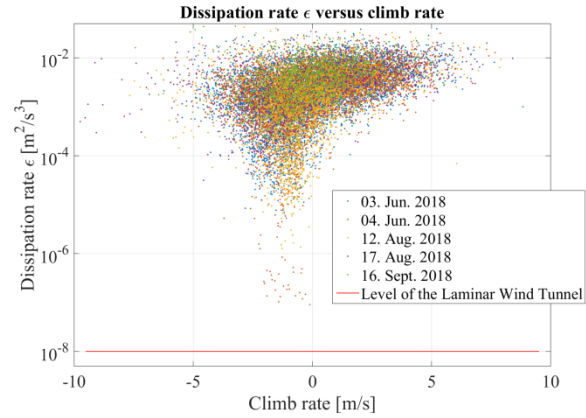


Fig 4: Dissipation rate as a measure of the turbulent energy plotted versus the climb rate

The spectra found during flight match well with turbulence spectra that can be achieved in the Laminar Wind Tunnel by means of grids (Fig. 3). While large eddies are difficult to create in the wind tunnel, the small scale turbulence within the frequency range of the TS-waves can well be reproduced.

Outside the thermals on the straight legs, it is difficult to coin general statements about the quality of the free stream turbulence. In Fig. 4 each 4s-section of every flight is represented by a dot, plotting the dissipation rate as a function of the climb rate. It is obvious that low dissipation rates are only found where the glider sinks with approx. its polar sink rate. This means that all up- and downdrafts go along with higher turbulence intensities. The smallest dissipation rates are still much higher than those in the Laminar Wind Tunnel.

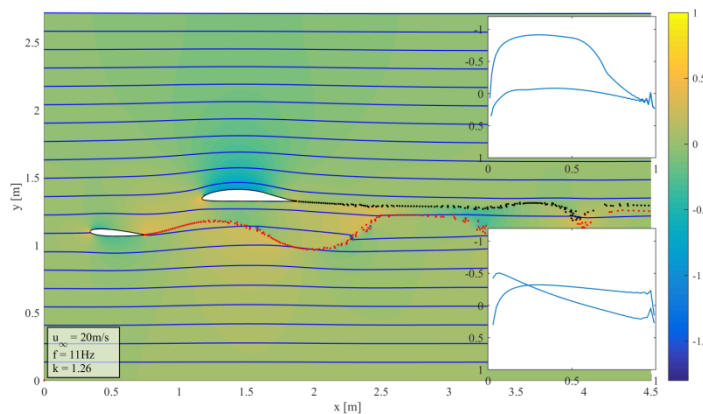


Fig 5: Creation of AoA variations by means of an oscillating wing upstream of the main wing

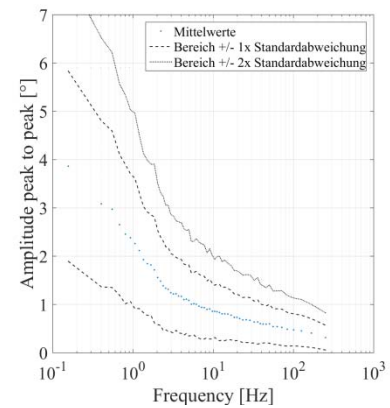


Fig 6: Range of amplitudes of AoA fluctuations at different frequencies

To investigate AoA variations in the wind tunnel, a second wing will be installed upstream of the main wing, pitching in a sinusoidal manner (Fig 5). This requires representative combinations of frequency and amplitude. There is no use in applying FFT or wavelet transforms, when using only a single frequency in the experiment. Comparable to transition counting in material testing, the AoA time signal was fractioned into a sequence of AoA steps. Each step corresponds to half an oscillation, peak to peak. The nodes were chosen such, that large amplitudes were favored, but not on the prize of frequency. This leads to a range of amplitudes for every frequency (Fig 6), from which suitable values can be chosen for the experiment.

References

[1] Pope, S B., Turbulent flows, 2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Linear Stability Analysis of an Oscillating Airfoil Boundary Layer

D. Ohno, J. Romblad, M. Khaled, U. Rist

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart
70550 Stuttgart, ohno@iag.uni-stuttgart.de

The aerodynamic friction drag can be reduced by using laminar flow airfoils which have a delayed laminar to turbulent transition of the boundary layer. Therefore, the prediction of the transition location is crucial for the design of such efficient airfoils. Most commonly applied methods, like the e^N -method [5], rely on steady flow conditions. However, natural atmospheric turbulence causes an unsteady inflow to the airfoils.

The project "Laminar-turbulente Transition unter instationären Anströmbedingungen" under the Luftfahrtforschungsprogramm (LuFo) investigated effects of atmospheric turbulence on the transition process of a laminar flow airfoil by combining numerical investigations as well as in-flight (SLA, TU Darmstadt) and laminar wind tunnel (IAG, University of Stuttgart) measurements. The main subject of this research project is the flow on the lower side of the "MW-166-39-44-43" airfoil, which was designed for gliders and modified for free-flight experiments. For this reason, the same geometry of the 2D laminar flow airfoil is used in all three subprojects. As a reference case for the investigations, the Reynolds number of $Re = 3.4 \cdot 10^6$ and a negative angle of attack of $AoA = -1.4^\circ$ are selected. Thus, the amplification of Tollmien-Schlichting waves in the boundary layer on the lower side of the airfoil is increased due to a strong adverse pressure gradient. Two scenarios are of particular interest for the investigations: small scale disturbances, which correspond to Tollmien-Schlichting waves in the boundary layer [2], and large scale disturbances which lead to an unsteady pressure distribution. In the present work, the latter case is investigated.

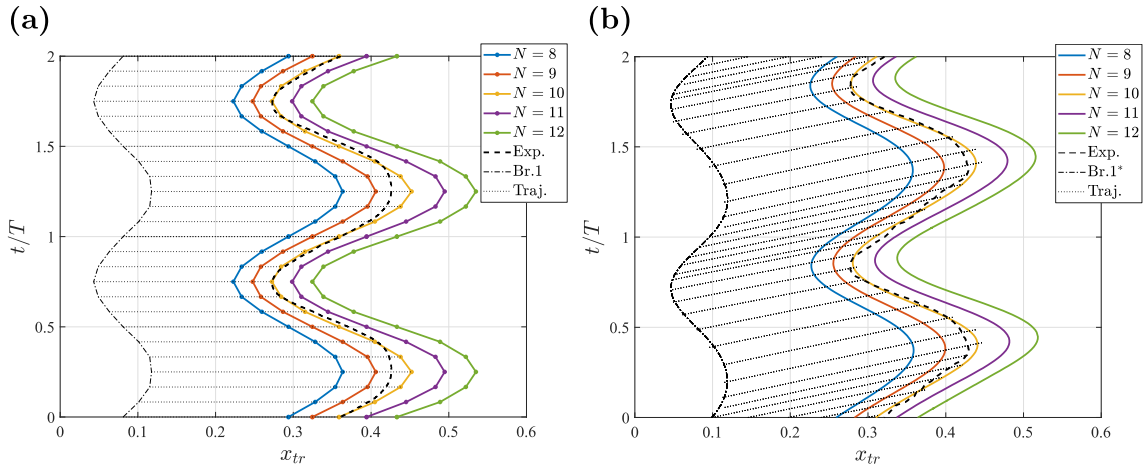


Figure 1: Branch 1 and N -factors for the oscillating airfoil boundary layer in comparison with experimental results. (a) Low frequency case ($\kappa \rightarrow 0$) with "classical" steady LST. (b) Higher frequency case ($\kappa = 1.0$) with "unsteady" LST.

A varying pressure gradient is induced by periodically changing the inflow angle, leading to an oscillating boundary layer. In a quasi-steady approach, linear stability analysis is utilized based on flow field solutions acquired with steady and unsteady RANS simulations for the periodic problem. The time-dependent growth rates of the "Tollmien-Schlichting" (TS) modes are computed along wave trajectories which predict a periodically moving transition location, similar to previous studies of other authors, [4, 3]. Experimental results, which were obtained with time signals of wall pressures in streamwise direction in the wind tunnel, are used for validation. The movement of the transition location in the x/t -plane shows a good agreement between numerical and experimental results for a range of frequencies, see Fig. 1. In addition, a study of the development of phase shift, location as well as the propagation speed of the transition front for different frequencies and amplitudes of inflow oscillations is conducted in a numerical study. Based on the results, there is evidence for an important linear contribution to the character of transition movement before the occurrence of the "convective transition mode". A characterization of the physical problem with a Strouhal number like definition – taking trajectory of TS-waves and the moving transition front into account – is discussed, which allows comparison with work of other authors [1, 4].

References

- [1] H.J. Obremski and A.A. Fejer. Transition in oscillating boundary layer flows. *Journal of Fluid Mechanics*, 29(1):93–111, 1967.
- [2] D. Ohno, J. Romblad, and U. Rist. Laminar to turbulent transition at unsteady inflow conditions: Direct numerical simulations with small scale free-stream turbulence. In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XII*, pages 214–224. Springer International Publishing, 2020.
- [3] R.E. Radespiel, J. Windte, and U. Scholz. Numerical and experimental flow analysis of moving airfoils with laminar separation bubbles. *AIAA Journal*, 45(6):1346–1356, 2007.
- [4] G. Studer, D. Arnal, R. Houdeville, and A. Seraudie. Laminar–turbulent transition in oscillating boundary layer: experimental and numerical analysis using continuous wavelet transform. *Experiments in Fluids*, 41(5):685–698, 2006.
- [5] J.L. van Ingen. A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary layer transition region. Report, TU Delft (Technische Hogeschool Delft), 1956.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Experimentelle Untersuchung von Synchronisationseffekten hinter Rauigkeiten in der laminaren Grenzschicht

Dominik K. Puckert, Ulrich Rist

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Pfaffenwaldring 21, puckert@iag.uni-stuttgart.de

Motivation

Synchronisation ist ein wichtiger Mechanismus in vielen technischen Anwendungen und alltäglichen Situationen. Er erklärt zum Beispiel die Funktion von Lasern, das Lock-in von mechanischen Pendeln oder den spontanen, rhythmischen Applaus nach sehr guten wissenschaftlichen Vorträgen. Obwohl dieses Phänomen in vielen Naturwissenschaften eine wichtige Rolle spielt, ist es im Bereich Grenzschichtinstabilitäten weitgehend unbekannt. Diese Lücke wurde kürzlich durch unsere experimentellen Untersuchungen in einer Blasius-Grenzschicht mit eingebetteten Rauigkeitselementen geschlossen [1].

Methoden

Für diese Untersuchungen eignet sich der Laminarwasserkanal der Universität Stuttgart besonders gut, da durch die langsamen Geschwindigkeiten des Wassers große Längen- und Zeitskalen erreicht und detaillierte Grundlagenuntersuchungen durchgeführt werden können. Zwei zylindrische Rauigkeiten mit gleicher Höhe $h = 10$ mm sowie unterschiedlichen Durchmessern $D = 3h$ und h wurden untersucht. Die Rauigkeiten waren $57.1h$ von der Vorderkante entfernt auf die ebene Platte gestellt. Die Geschwindigkeit U im Freistrom wurde so eingestellt, dass sich typische Reynoldszahlen $Re_k = U h / \nu$ in einem Bereich von 500 bis 1000 ergeben, wobei ν die kinematische Viskosität von Wasser ist. Als Messtechnik wurden Particle Image Velocimetry (PIV) und Heißfilmanemometrie verwendet.

Ergebnisse

Der Heißfilm wurde in den Nachlauf der Rauigkeit auf der Höhe h und der Position $5h$ stromab der Rauigkeit platziert. Aus dem gemessenen Signal wurde die Frequenz der dominanten Störung f für verschiedene Reynoldszahlen ermittelt und in eine dimensionslose Frequenz $\omega = 2 \pi f h / U$ umgerechnet. Das Resultat ist in Abbildung 1 dargestellt. Dabei ist deutlich zu erkennen, dass in (a) die Frequenz nahezu linear ansteigt und sich nicht verändert, wenn die kritische Reynoldszahl der globalen, linearen Stabilitätstheorie (LST) aus [2] überschritten wird. Im Gegensatz dazu zeigen die Messpunkte in (b) einen Sprung an der kritischen Reynoldszahl auf. Interessant ist dabei, dass das Maximum im Frequenzbereich unter $\omega = 1.2$ (Kreuze) die subharmonische Frequenz ist. Die Form dieser beiden Moden kann durch PIV sichtbar gemacht werden und ist in Abbildung 2 dargestellt. Die Farbflächen sind in Abb. 2 (a) antisymmetrisch und in Abb. 2 (b) symmetrisch. Diese beiden unterschiedlichen Moden wurden auch in der LST gefunden, wobei die antisymmetrische Mode global instabil und die symmetrische Mode konvektiv instabil ist [2]. Im Experiment zeigt sich, dass die beiden Moden ihre Frequenz synchronisieren, um gemeinsam zu koexistieren.

Fazit

Bei dem hier beobachteten Phänomen handelt es sich um die Synchronisation zweier verschiedener Grenzschichtinstabilitäten. Ein aus anderen Fachbereichen bekanntes Phänomen wurde somit auch in Grenzschichten entdeckt und erklärt die unerwarteten Beobachtungen im Experiment.

STAB

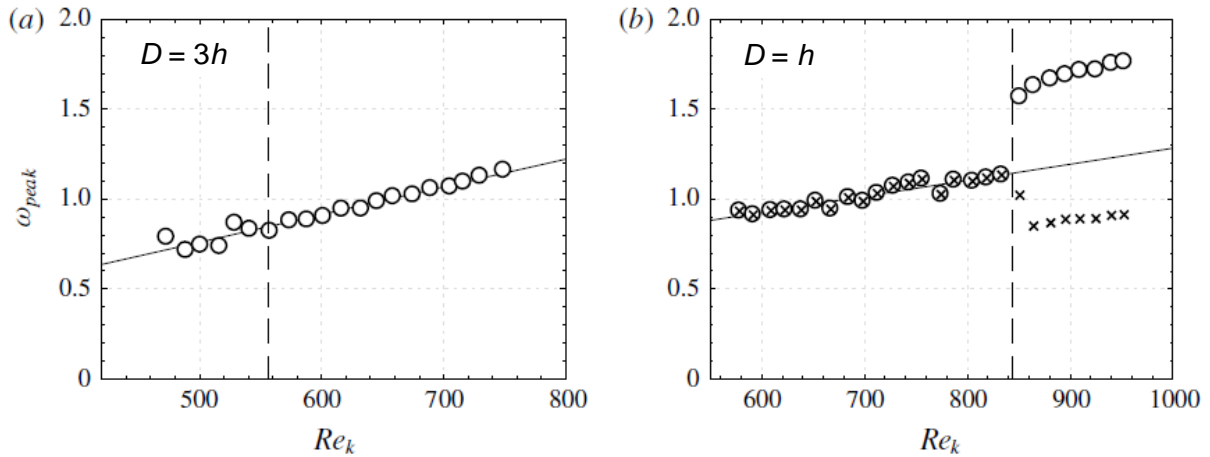


Abbildung 1: Dominante Frequenz (Kreise) bei verschiedenen Reynoldszahlen. Durchmesser in (a) $3h$ und in (b) h . Kreuze in (b) stellen dominante Frequenz unter $\omega = 1.2$ dar [1].

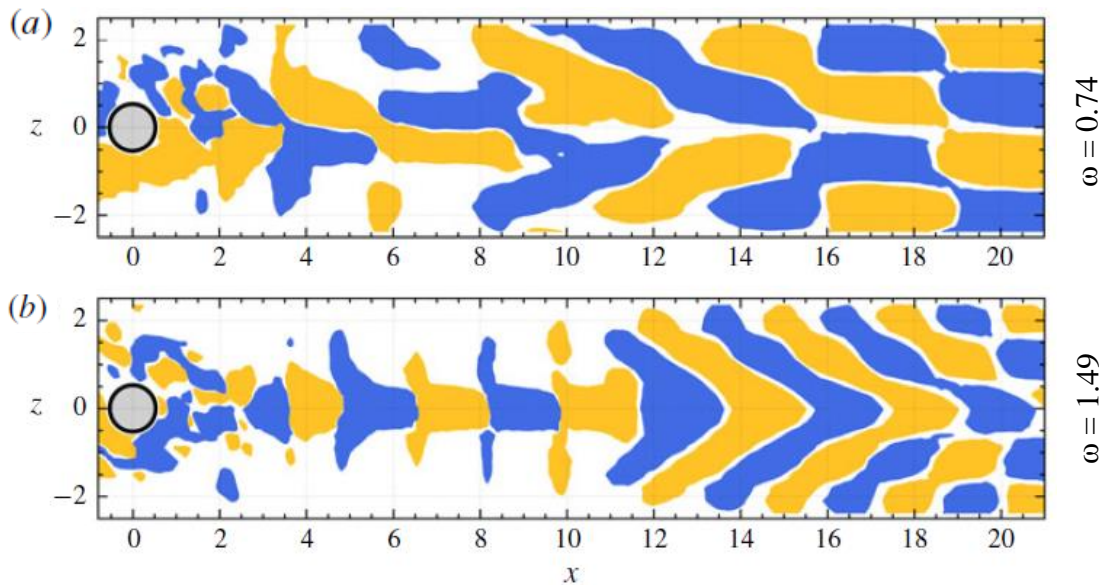


Abbildung 2: Fourier Moden für die Rauigkeit $D = h$ aus Abbildung 1(b) bei $Re_k = 930$ für (a) $\omega = 0.74$ und (b) $\omega = 1.49$ [1].

Literatur

- [1] D. Puckert und U. Rist, „Experimental observation of frequency lock-in of roughness-induced instabilities in a laminar boundary layer,“ J. Fluid Mech., vol. 870, pp. 680-697, 2019.
- [2] M. Bucci, D. Puckert, C. Andriano, J.-C. Loiseau, S. Cherubini, J.-C. Robinet und U. Rist, „Roughness-induced transition by quasi-resonance of a varicose global mode,“ J. Fluid Mech., vol. 836, pp. 167-191, 2018.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Some Results from the AFLoNext Flight Tests with the A320 HLFC VTP

Geza Schrauf, Heiko von Geyr
DLR Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
geza.schrauf@dlr.de

Within the European AFLoNext project, a hybrid laminar flow control (HLFC) flight test was performed in April and May 2018. For this test, the vertical tail plane (VTP) of the DLR A320 ATRA aircraft was equipped with an HLFC system [1], which could operate in an active mode, i.e. driven by a compressor, as well as in a passive mode, driven by an air-outlet flap.

In the presentation, we will discuss some aspects of the evaluation of the HLFC flight test with boundary layer and stability theory and present some results.

In Figure 1, we show the starboard side of the VTP with the HLFC system installed in the leading edge. You can see the black foil for infrared transition visualization. Above and below this black foil, pneumatic pressure belts have been glued onto the surface to measure the pressure. The middle section including the HLFC leading edge is the actual target area for testing laminarity. You can also see the flap which generates suction for the passive mode.

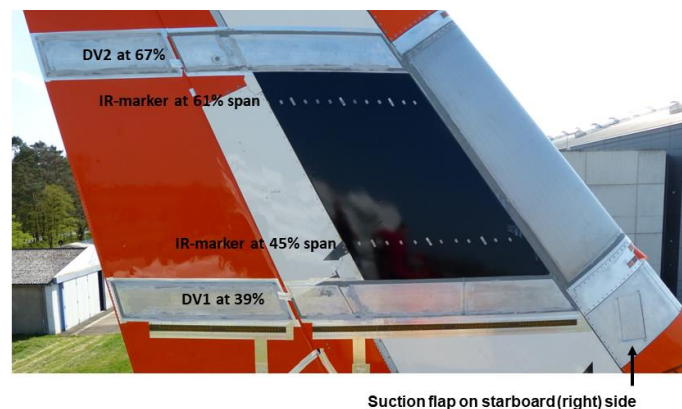


Fig. 1: Starboard side of the HLFC VTP.

For this installation, we will explain some aspects regarding the preparation of input data for the boundary layer and stability calculations. The first and most time-consuming task was to validate and clean the recorded pressures, i.e. to omit data having no bearing on the actual area of testing. This is of utmost importance, because the stability properties depend strongly on the pressure gradient of the boundary layer.

Two areas mentioned require special treatment. First, the pneumatic pressure belts, which have a thickness of three millimeters, form a forward-facing step. This influences the flow and modifies the pressure distribution (c.f. Figure 2), but at a place irrelevant to the actual area of testing. Thus, the pressure values obtained close to the beginning of the pressure belts cannot be used for the N-factor evaluation, i.e. those pressure values should be omitted from the data. Second, due to space restrictions in the leading edge, the suction flap had to be installed relatively close to DV1. Thus, the flap has an influence on the starboard side of this pressure distribution, even if it is closed. The influence becomes stronger with increasing flap angle. This irrelevant modification of the pressure distribution has to be corrected for in the analysis.

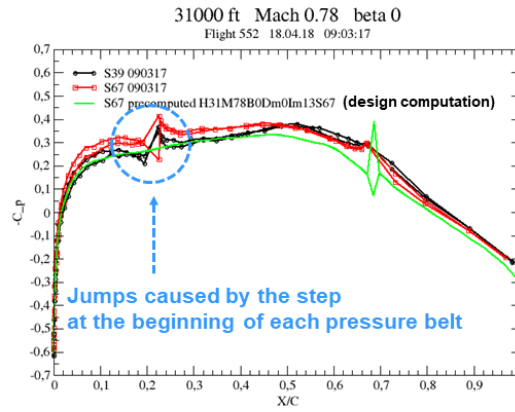


Fig. 2: Measured pressure distributions in comparison with a pre-computed one.

In the presentation, we will describe the complete process for generating an input pressure distribution at a prescribed spanwise section for the boundary layer and subsequent stability calculation.

Furthermore, we will present some highlights of the evaluation. In contrast to the previous flight test of 1998 [2], no heater map was installed. The new test showed that sun heating alone is sufficient for infrared transition visualization. However, without a heater mat, we found differences in the laminarity between the sunny and the shady side.

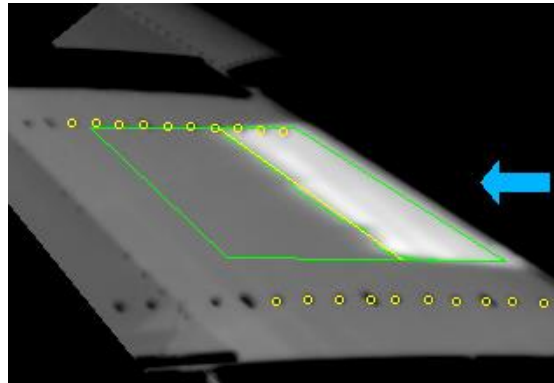


Fig. 3: Example of an infrared transition visualization, sunny side.

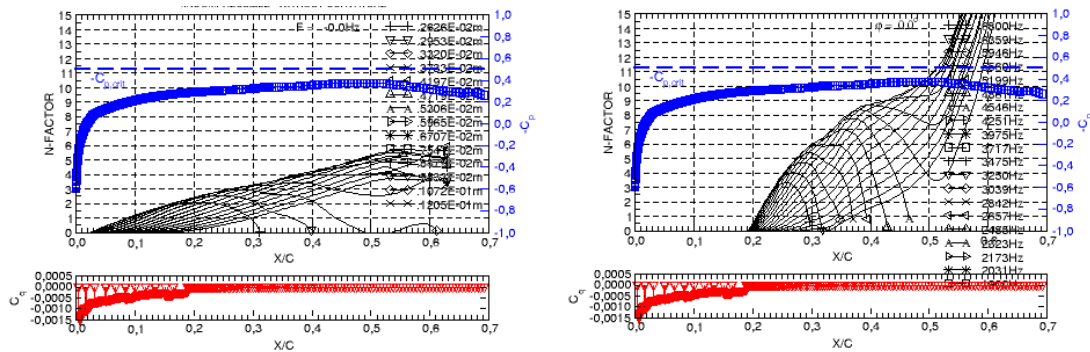


Fig. 4: N-factor analysis of the flight-test measurement shown in Figure 3.

Furthermore, for reasons not yet identified, we observed that the starboard side exhibits better laminarity than the port side. We will analyze this aspect by evaluating cases in which the aircraft flew without sideslip. Furthermore, we will report on the differences in the correlated N-factors obtained with incompressible and compressible stability theory.

- [1] G. Schrauf, H. v. Geyr : « Validation of Simplified Hybrid Laminar Flow for Transport Aircraft », 6th European Conference on Computational Fluid Dynamics (ECFD VI), July 20-25, 2014, Barcelona, Spain.
- [2] G. Schrauf : »Evaluation of the A320 Hybrid Laminar Fin Experiment ».In: ECCOMAS 2000, 11-14 September 2000, Barcelona, Spain, CD-ROM Proceedings ECCOMAS, ISBN 84-89925-70-4.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Stability-Based Transition Transport Modeling for Unstructured Computational Fluid Dynamics Considering Compressibility Effects and Laminar Separation

P. Ströer¹, N. Krimmelbein², A. Krumbein¹, C. Grabe¹

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und
Strömungstechnik, C²A²S²E

¹Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen/²Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
philip.stroeer@dlr.de

For many applications in aerodynamics like laminar wing design it is essential to take into account the transition from laminar to turbulent flow. Because computational fluid dynamics (CFD) has become an established tool for aircraft design in the past decades, the development of appropriate physical models for the prediction of the laminar-turbulent transition is of major importance.

In Ströer et al. [1] a new transition transport model was introduced using the stability based AHD criterion by Arnal et al. [2]. To meet the rapidly changing industrial requirements, the aim of the new model is to provide a tool for unstructured CFD codes, that can be used for a large range of parameters and flow conditions needed in external aerodynamics. Therefore, it is crucial to capture flow conditions for a wide Reynolds number range under subsonic and transonic flow conditions including phenomena like laminar separation and shocks. In this work the new transition model by Ströer et al. [1] is extended for compressible flows up to a Mach number of 1.3. Additionally, the behavior of the model for separation induced transition is investigated in detail. It is intended to extend the model by the Gleyzes criterion [3] for separation induced transition. A detailed description of the new model can be found in [1].

In the following, two weakly compressible test cases ($Ma < 0.3$) are presented to validate the new transition model.

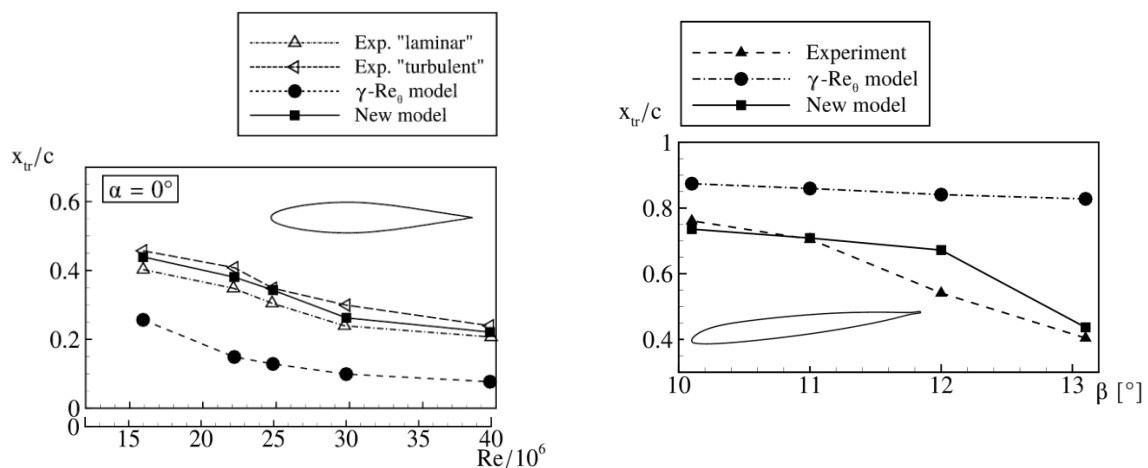


Fig. 1: Transition onset positions for the NACA64₂A015 airfoil (*left*) and the DSA-9A airfoil (extracted from the linear twisted RTG helicopter-rotor blade at a normalized radial position 0.77; *right*) compared to results obtained by the $\gamma - Re_\theta$ model

The test cases were selected in order to cover a wide range of subsonic flow conditions including low and high Reynolds numbers. In Ströer et al. [1] further results are presented including industrially relevant configurations like the TU Braunschweig sickle wing and a generic fuselage configuration. Using the $\gamma - Re_\theta$ model for certain cases with high and low Reynolds numbers the transition onset position was shown to be located upstream and downstream, respectively, compared to experimental data depending on the pressure distribution (cf. Fig. 1). Using the new model for these cases with $Re = \mathcal{O}(10^5)$ as well as for $Re = \mathcal{O}(10^7)$ a significant improvement and a very good agreement with the experimental data could be shown (cf. Fig. 1).

For validation purposes of the compressible extension two 2D test cases were calculated. For the NLR 7301 airfoil it could be shown that the model gives good and stable results for shock induced transition (not shown here). In Fig. 2 (left) the original version is compared to the compressible extension (denoted $f(Ma)$ in Fig. 2, left) for different angles of attack for the CAST 10-2 airfoil. The compressible version predicts transition onset slightly downstream compared to the original model. Although the overall influence is small, the stabilizing effect is captured depending on the local Mach number resulting in an increased value of $Re_{\theta t}$ (cf. Fig. 2, right). However, due to the distribution of Re_θ the influence on the final transition position is small.

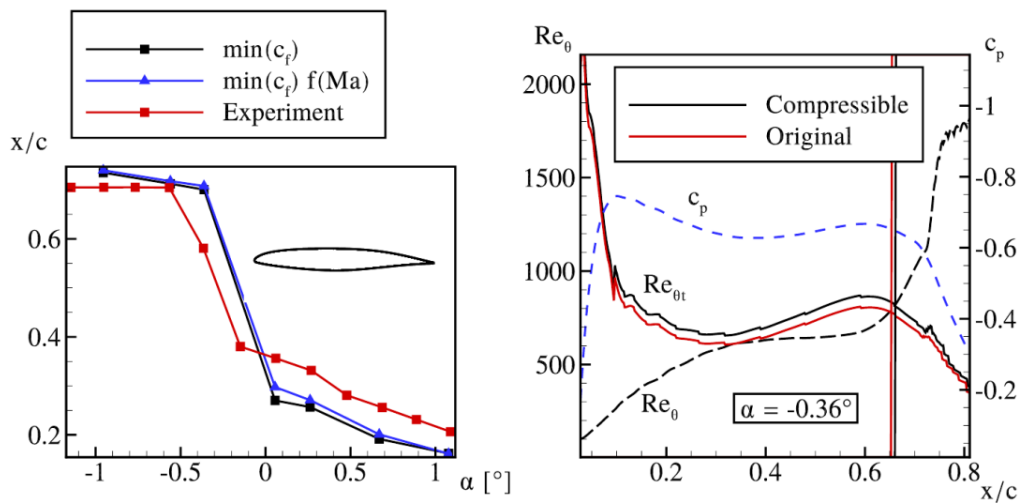


Fig. 2: Transition onset positions for different angles of attack (left) and Re_θ distributions at constant angle of attack (right) for the CAST10-2 airfoil

In the full contribution to the workshop the behavior of the compressible transition model will be additionally investigated for the 3D TELFONA wing-body configuration. Furthermore, the behavior for separation induced transition under low Reynolds number conditions will be investigated in detail for the Eppler 387 airfoil.

Literature:

- [1] Ströer, P., Krimmelbein, N., Krumbein, A., Grabe, C., "Stability-Based Transition Transport Modeling for Unstructured Computational Fluid Dynamics Including Convection Effects", AIAA Journal (submitted).
- [2] Arnal, D., Habiballah, M., Coustols, E., "Laminar Instability Theory and Transition Criteria in Two and Three-Dimensional Flow," La Rech. Aérop. No. 1984-2, 1984.
- [3] Gleyzes, C., Cousteix, Jr., and Bonnet, J. L., "Theoretical and Experimental Study of Low Reynolds Number Transitional Separation Bubbles," Presented at the Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics, University of Notre Dame, Notre Dame, IN, 1985.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Numerical investigation of boundary layer instability with rotating cylindrical roughness element

Yongxiang Wu, Ulrich Rist
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
wu@iag.uni-stuttgart.de

Surface roughness of either distributed or isolated type is ubiquitous and has a crucial influence on the boundary layer instability and laminar-turbulent transition. In the roughness element induced streaky boundary layer, the spanwise modulation of the base flow results in inflection points in either wall normal or spanwise directions. As found by Andersson *et al*, inflectional instability is encountered when the streak amplitude reaches 26% of the free-stream velocity. A more recent study by Loiseau *et al* revealed that the recirculation wake plays wave-maker role in the origin of instability. Recently, it has been observed that the streaky flow induced by cylindrical roughness elements also has a stabilization and transition delay effect on the TS-wave. The relevant stabilization mechanism as found by Cossu *et al* is that the negative spanwise production energy together with viscous dissipation overweighing the remaining wall-normal production energy, thus resulting in an overall stabilizing effect. Directed by this theoretical finding, miniature vortex generators (MVGs) with a beneficial aerodynamic shape were proposed to generate more robust streamwise streaks, which produce preferable higher amplitude streaks and smaller recirculating zone as compared to that generated by circular roughness elements. With MVGs, the streak amplitude limit with stabilization effect is pushed up to 32% of the free stream velocity.

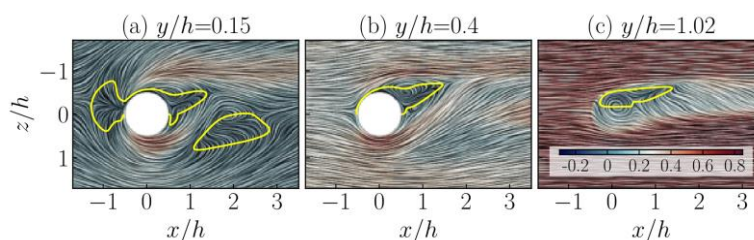


Figure 1. Visualization of flow around the rotating cylindrical roughness element, yellow curve marks the reverse flow region

Based on the same thinking and with the purpose of obtaining higher streak amplitudes, the stability of rotating cylindrical roughness elements is studied and will be presented in this conference contribution. To the author's knowledge, stability analysis with such a setup has not been studied in the literature. Since the roughness rotates at a constant angular speed, a higher relative speed is expected close to wall, inducing a local cross-flow in the lower half of the roughness element, as shown in figure 1. As a consequence, the recirculation zone behind the roughness element is compressed and a dominating vortex is obtained in the downstream. In figure 2, the temporal linear stability diagram of the resultant flow are shown. It shows that the in-

duced streak is able to suppress the TS wave, however, an inflectional type roughness mode which has its origin in the recirculation zone is slightly promoted. Perturbation kinetic energy analysis shows that although the spanwise production energy is dramatically reduced, the wall-normal production energy is increased much more, thus promoting instability of the roughness modes.

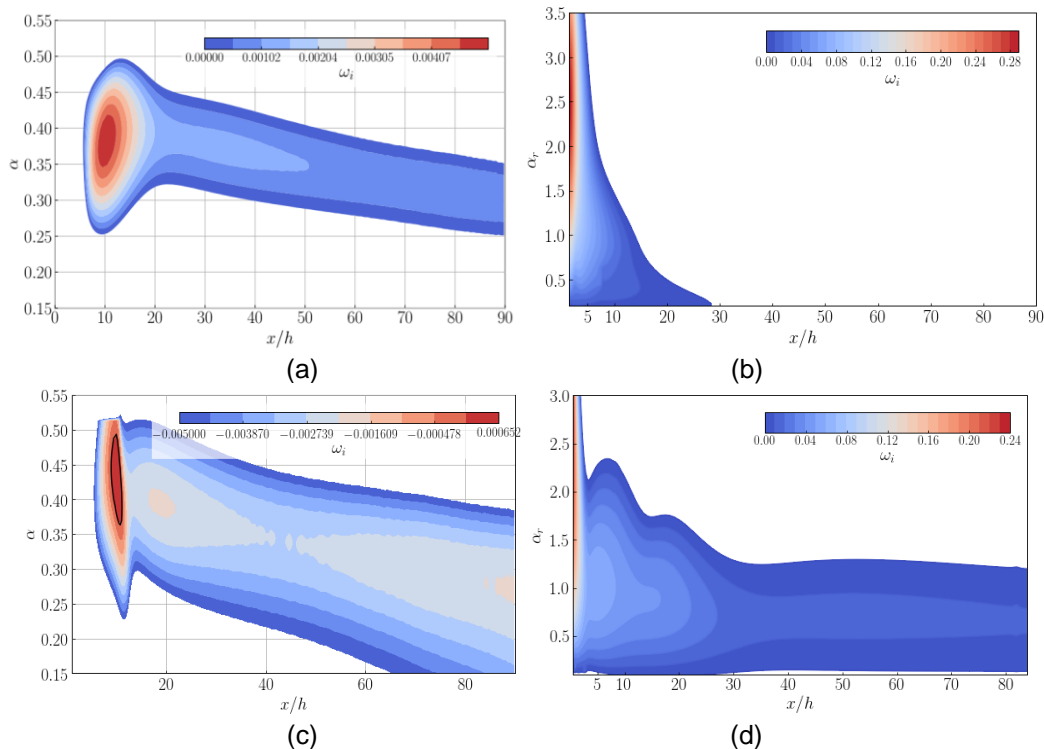


Figure 2 . Stability diagram of TS-mode (a)(c) and inflectional roughness mode (b)(d). Static cylindrical roughness : (a)(b), rotating cylindrical roughness : (c)(d).

In the workshop, direct numerical simulation of the transition induced by the rotating cylindrical roughness element will be discussed.

References

1. Fransson J H M, Talamelli A, Brandt L, et al. Delaying transition to turbulence by a passive mechanism[J]. *Physical review letters*, 2006, 96(6): 064501.
2. Andersson P, Brandt L, Bottaro A, et al. On the breakdown of boundary layer streaks[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2001, 428: 29-60.
3. Loiseau, J. C., Robinet, J. C., Cherubini, S., & Leriche, E. (2014). Investigation of the roughness-induced transition: global stability analyses and direct numerical simulations. *Journal of Fluid Mechanics*, 760, 175-211.
4. Siconolfi, L., Camarri, S., & Fransson, J. H. (2015). Stability analysis of boundary layers controlled by miniature vortex generators. *Journal of Fluid Mechanics*, 784, 596-618.
5. Cossu C, Brandt L. On Tollmien–Schlichting-like waves in streaky boundary layers[J]. *European Journal of Mechanics-B/Fluids*, 2004, 23(6): 815-833.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Title: Investigation of the Magnus effect for finned bodies in subsonic, transonic and supersonic flow
Autor(en): Alina Mielke, alina.mielke@isl.eu
Daniel Klatt, daniel.klatt@isl.eu

Christian Mundt, christian.mundt@unibw.de
Address: French-German Research Institute of Saint Louis (ISL),
68301 Saint-Louis, France, 5 rue de Général Cassagnou

Investigation of the Magnus effect for finned bodies in subsonic, transonic and supersonic flow

Overview

The Magnus effect on two different, generic tangential-ogive-cylinder type, finned bodies of revolution is studied by means of compressible 3D Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) simulations as well as wind tunnel experiments for angles of attack ranging up to 12°. The two configurations contain canted canards and tail fins. Supersonic, transonic and subsonic flow conditions are investigated. An analysis of the flow structures and the local force distribution on different parts of the models reveals the underlying mechanisms responsible for the fin induced Magnus effect. The dependencies on the angle of attack, the geometry of the model and especially on the Mach number are analyzed in detail.

Introduction

Projectiles have to satisfy increasing range, speed, agility, control and maneuverability requirements. Therefore they are often equipped with lifting surfaces, guidance canards, or stabilizing fins. There are two common ways to stabilize a projectile on its flight trajectory: either it spins rapidly around its longitudinal axis, which stabilizes by gyroscopic effects, or it is equipped with control surfaces or fins for aerodynamic stabilization. For some applications it is necessary to combine both approaches in different phases of the flight trajectory, which yields benefits e.g. to allow guidance and control after a spin stabilized ballistic flight sequence [1].

When flying at non-zero angle of attack a spinning projectile experiences side forces and yawing moments due to the spin induced asymmetry of the flow field around the projectile. This is called the Magnus effect, which can affect the aerodynamic performance of projectiles and cause significant deviations on flight trajectories. For non-finned projectiles the Magnus forces were found to be caused by boundary layer distortion and asymmetrical flow separation on the lee side of the body [2]. In contrast, the flow around spinning, finned projectiles is much more complex and only analyzed for some special projectile configurations and flow regimes, most often for low spin rates in supersonic flows [3,4] and rarely in transonic flow regimes [5].

Investigation Approach

In this study two different generic tangent-ogive-cylinder type finned projectiles, one with canards (fig. 1) and one with tail fins (fig. 2) are investigated at Mach numbers between 0.7 and 2. The four fins are canted to generate a fast synchronous spinning motion at a dimensionless spin rate of $p = 0.18$ in free flight, according to usual spin rates of spin stabilized projectiles.

Experimental investigations were conducted in the trisonic wind tunnel at ISL including 6-component force balance measurements as well as visualizations of the surface pressure distribution by use of pressure sensitive paint (PSP). In addition, 3D compressible RANS

STAB

simulations are carried out to identify and analyze the underlying mechanisms responsible for side forces and yawing moments in detail.



Fig. 1: Model canards configuration



Fig. 2: Model tail fin configuration

Results

The canted fins in general induce a rotatory motion into the flow, which, in superposition with the crossflow, alters the flow velocity on the sides of the models and by that cause a pressure difference, directly responsible for the majority of the side forces. Due to the fin position, this effect is much more dominant for the canard model.

In the low transonic flow regime the acceleration of the flow around the ogive nose of the body leads to a shock that interacts with the rotating flow and forces strong peaks in the side force distribution on the canard model for Mach 0.9 and 0.95. With an increasing Mach number the complex shock-expansion system of the canards propagates around the model enlarging the pressure differences downstream and therefore the side forces on the model.

The high effective angle of attack of the tail fins generates large detached leading edge shocks at nonzero angle of attack of the model in transonic and supersonic flow, which lead to massive pressure imbalances of both sides of the body. Due to the high cant angle and size of the tail fins a significant contribution of the side force is generated directly on the tail fins. In transonic flow strong side force gradients appear in the fin area on this model.

Although the total side force on the canard model does not show strong dependency on the Mach number compared to the variation with the angle of attack, the change of the longitudinal force distribution induces a change of sign in the yawing moment with the increase of Mach number from transonic to supersonic regime. For the tail fin model both the induced side forces and yawing moments show significant and highly nonlinear variation with the Mach number.

References

- [1] Yin, J., Wu, X. and Lei, J., "Body-fin interference on the Magnus effect of spinning projectile in supersonic flows," *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 11, No. 1, 2017, pp. 496-512.
- [2] Klatt, D., Hruschka, R. and Leopold, F., "Investigation of the Magnus effect of a generic projectile at Mach 3 up to 16 degrees angle of attack," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 80, 2014.
- [3] Benton, E. R., "Supersonic Magnus effect on a finned missile," *AIAA Journal*, Vol. 2, 1964, pp. 153-155.
- [4] Oberkampf, W. L. and Nicolaides, J.D., "Aerodynamics of finned missiles at high angle of attack," *AIAA Journal*, Vol. 9, 1971, pp. 2378-2384.
- [5] Seginer, A., Rosenwasser, I.: Magnus effects on spinning transonic finned missiles. *J. of Spacecraft and Rockets*, 23, 31-38 (1986).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Untersuchung zur Seitenstrahl-induzierten Schubvektorsteuerung und Vergleich mit einer schwenkbaren Düse anhand der induzierten Steuerkräfte

*Christian Schnepf, *Erich Schüle und ⁺Josef Klevanski

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,

*Hochgeschwindigkeitskonfigurationen, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, christian.schnepf@dlr.de

⁺Über- und Hyperschalltechnologien, Linder Höhe, 51147 Köln

Motivation: Der Flug in großen Höhen (Upper Tier) stellt eine besondere Herausforderung an die Steuerungskonzepte hochagiler Flugkörper dar. Herkömmliche aerodynamische Steuerungskonzepte, wie Ruder und Canard, können in großen Höhen, infolge der geringen Luftdichten und der damit verbundenen kleinen Staudrücke, nur bedingt eingesetzt werden. Aus diesem Grund weisen speziell für diesen Höhenbereich entworfene, hochagile Flugkörper alternative Steuerungskonzepte auf, wie etwa eine Querschubsteuerung am Rumpf oder eine Schubvektorsteuerung. Für den letzteren Fall kommen häufig schwenkbare Düsen zum Einsatz [1]. Dies ist zwar ein bewährtes Konzept, welches jedoch, analog zum Konzept der Strahlruder, den Nachteil eines relativ hohen Gewichtes [1] mit sich bringt. Eine Schubvektorsteuerung, die durch einen in der Schubdüse eingesetzten Seitenstrahl induziert wird besitzt diesen Nachteil nicht [1].

Zielsetzung: Inwieweit die mit der Seitenstrahl-induzierten Schubvektorsteuerung (SISVS) erzeugten Steuerkräfte mit denen einer schwenkbaren Düse vergleichbar sind soll in dieser Studie auf numerischem Wege erarbeitet werden. Hierbei wird neben dem gewöhnlichen Betriebsmodus der SISVS auch ein Modus untersucht, bei dem der Seitenstrahl in der Schubdüse zwar eingeschaltet ist, das Haupttriebwerk jedoch nicht läuft (Querschubmodus). Die gewonnenen Daten werden mit denen einer vergleichbaren schwenkbaren Düse verglichen.

Lösungsweg: Die numerischen Untersuchungen wurden mit dem DLR TAU-Code durchgeführt, mit der Erweiterung zur Simulation von nicht reaktiven Gemischen idealer Gase. Hierbei weisen die Umgebungsluft, das Triebwerksgas und das Seitenstrahlgas unterschiedliche Wärmekapazitäten und spezifische Gaskonstanten auf. Die Untersuchungen wurden für einen im DLR-Projekt ITEM-FK entworfenen, generischen, dreistufigen Flugkörper durchgeführt (Abb. 1). Die ersten beiden Stufen besitzen jeweils eine Schubdüse, die mit einem Schwenkmechanismus ausgerüstet sind. Das schwenkbare Düsenkonzept wurde im Entwurfsprozess als angedachte Steuerungsmethode ausgewählt. Für diese beiden Stufen wurden jeweils für einen Punkt einer möglichen Trajektorie Simulationen ausgeführt (Stufe 1: $Ma = 7.0$; Flughöhe = 20 km / Stufe 2: $Ma = 6.2$; Flughöhe = 30 km). Für die verwendete Trajektorie liegen die maximal notwendigen Auslenkungswinkel der Schubdüse zur Erzeugung der notwendigen Steuerkräfte bei etwa 8° . Die Bedingungen in der Brennkammer sind für die Stufe 1: $p_0 = 40$ bar, $T_0 = 3300$ K und für die Stufe 2: $p_0 = 80$ bar, $T_0 = 3500$ K. Die Strömungsbedingungen des Seitenstrahls sind für beide Stufen identisch gewählt worden ($p_0 = 100$ bar, $T_0 = 2155$ K, aus [2]). Dies gilt auch für das Verhältnis der Durchmesser am Düsenaustritt zwischen der Seitenstrahldüse und der Schubdüse (1/17.1). Die Seitenstrahldüse ist für beide Stufen nahe am Schubdüsenrand positioniert worden. Bei festgehaltener x-Position wurde der Neigungswinkel der Seitenstrahldüse in den Simulation in der Symmetrieebene variiert (Abb. 1).

Ergebnis: In Abb. 2 sind beispielhaft für die erste Stufe des Flugkörpers die Steuerkräfte, die infolge des Schwenkens der Schubdüse und durch die SISVS induziert werden können, gezeigt. Für die schwenkbare Schubdüse ist ein nahezu linearer Anstieg der Steuerkraft mit zunehmendem Schwenkwinkel η zu erkennen. Der Anteil des Schubvektors der Schubdüse in z-Richtung ergibt sich aus der $\sin(\eta)$ -Funktion, somit war der lineare Anstieg für kleine η zu erwarten. Die durch die SISVS erreichten Steuerkräfte liegen im Bereich der Steuerkraft, die die schwenkbare Schubdüse bei einem Schwenkwinkel von $\eta = 4^\circ$ erreicht. Mit der Variation des Neigungswinkels der Seitenstrahldüse (Varianten A, B und C) hat sich gezeigt, dass die Seitenstrahldüse A, die senkrecht zur Flugkörperlängsachse ausgerichtet ist, die größte Steuerkraft induziert. Grundsätzlich kommt es im vorliegenden Fall, unabhängig vom Neigungswinkel der Seitenstrahldüse durch die Stoß-

STAB

Grenzschichtwechselwirkung zu einer Verstärkung der reinen Impulskraft des Seitenstrahls. Dieser positive Effekt fällt bei der Düse A am größten aus. Dies und die Ausrichtung der Seitenstrahldüse ist der Grund für die beste Leistung im Vergleich zu den Düsen B und C. In Abb. 2 sind auch die Steuerkräfte gezeigt, die mit der Seitenstrahldüse bei ausgeschaltetem Triebwerk erzielt werden (Querschubmodus). Die erreichten Steuerkräfte sind weniger als halb so groß wie die der entsprechenden Seitenstrahl-induzierten Schubvektorsteuerung. Der Grund hierfür liegt an einer negativen Wechselwirkung des Seitenstrahls mit der Schubdüseninnenwand, die der Seitenstrahldüse gegenüberliegt. Trotz einer Platzierung der Seitenstrahldüse im Bereich des Schubdüsenaustritts und einer zusätzlichen Neigung der Seitenstrahldüse in stromab Richtung (Düse B) konnte diese Wechselwirkung nicht ausreichend unterbunden werden.

Insgesamt lässt sich feststellen, dass die SISVS eine nennenswerte Alternative zum schwenkbaren Düsenkonzept darstellt. Des Weiteren wurde gezeigt, dass im reinen Querschubmodus zwar stark reduzierte, jedoch immer noch merkliche Seitenkräfte auftreten, die für kleine Steuermanöver ausreichen sollten, wie sie etwa für eine kontrollierte Stufentrennung von Nöten sind.

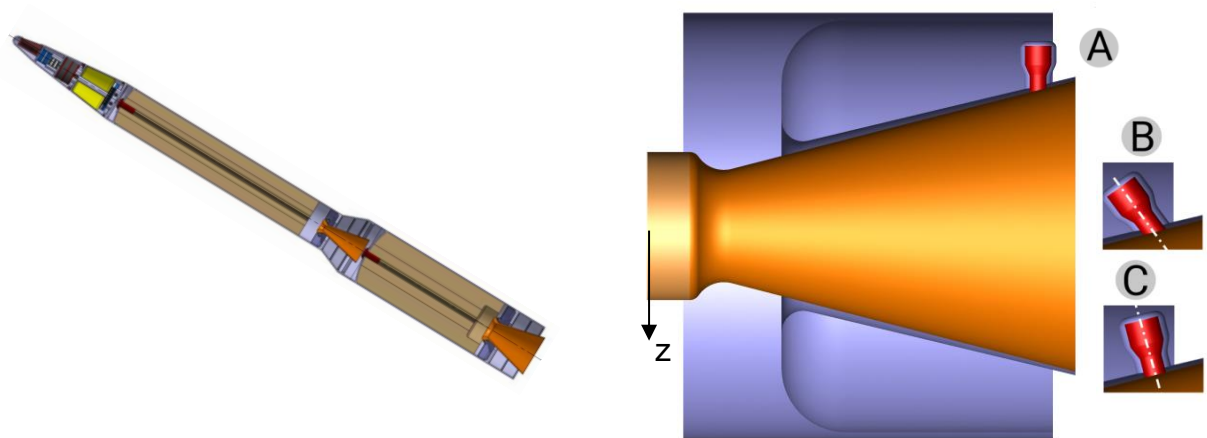


Abb1. Das linke Bild zeigt die untersuchte Flugkörpergeometrie. Das rechte Bild präsentiert die Schubdüse der ersten Stufe, sowie die drei untersuchten Seitenstrahldüsenneigungen (A: in z-Achsenrichtung, B: normal zur Schubdüsenwand, C: Neigungswinkel zu z-Achse 35°)

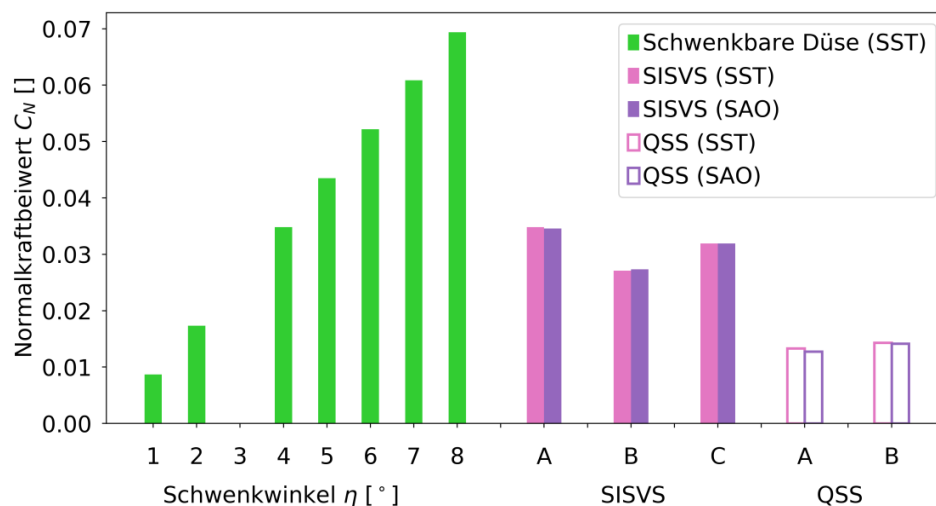


Abb2. Induzierte Steuerkräfte / Normalkräfte infolge verschiedener Düsenschwenkwinkel η , der Anwendung des SISVS-Konzepts und der Querschubsteuerung (QSS) innerhalb der Schubdüse

Literaturverzeichnis:

- [1] K. A. Deere, *Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA research center*, AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003.
- [2] P. Gnemmi, P. Gruhn, M. Leplat, C. Nottin und S. Wallin, *Computation validation on lateral jet interactions at supersonic speeds*, 47. International Symposium of Applied Aerodynamics, 2012.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Global Stability Analysis of the Interaction Between a Vortex and an Oblique Shock

Michael Werner

DLR AS - HGK, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, michael.werner@dlr.de

Introduction

The flow topology on the wings of modern military aircraft is dominated by vortical flow. For multi-delta configurations, at low to medium angles of attack, multiple vortices develop along the leading edge and interact with each other. At transonic speeds the occurrence of shocks on the wing further complicates matters. Depending on the flow conditions those interactions can cause vortex-breakdown [2], leading to asymmetric flow fields and high rolling moments. As the stability of the various vortices strongly influences the stability and control characteristics of the aircraft, an understanding of the phenomenon of vortex-breakdown is of vital importance for the design of multi-delta aircraft.

Numerically, vortex-breakdown due to vortex/shock-interaction has been closely investigated already, both for simplified interaction scenarios with normal or oblique shocks [5], and for more complex delta wing configurations [3], mostly by using conventional (U)RANS simulations. However, in recent years global stability analysis of two- and three-dimensional flows [4] has become a viable alternative due to the increase in available computational power. In this approach, a large-scale eigenvalue problem based on the Jacobian of the flow field is solved. The resulting eigenvalues provide information about the amplification of disturbances, whereas the eigenvectors represent the spatial shape of the instability.

Baseflow Simulations

In the present study a simplified setup of shock/vortex-interaction was considered numerically. For the base flow computations, the DLR TAU code was used. An oblique shock was created by a ramp in supersonic flow. At $M = 2.0$, the ramp angle $\theta = 22.41^\circ$ resulted in a shock angle $\beta \approx 60^\circ$. A laminar Burgers vortex was then introduced upstream of the shock by modifying the inlet boundary condition of the simulation. An example of the velocity field of the resulting shock/vortex-interaction is shown in Figure 1.

While the free-stream Mach number M and the ramp angle θ have been kept constant for all simulations, the dimensionless circulation Γ_0 and the velocity deficit in the vortex core δ were systematically varied until unsteadiness was observed in the flow. Once suitable base flows were available, their stability characteristics were assessed with a tri-global stability analysis.

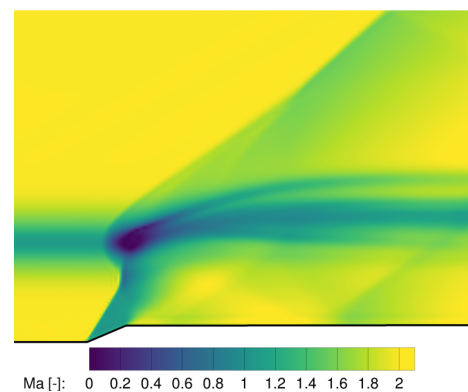


Figure 1: Baseflow,
 $M = 2.0, \Gamma_0 = 3.5, \delta = 0.345$

Global Stability Analysis

For the tri-global stability analysis an approach based on the explicitly stored Jacobian \mathcal{A} and the matrix of the cell volumes \mathcal{B} of the steady base flow was used. The resulting generalized eigenvalue problem,

$$\mathcal{A}\hat{q} = \omega\mathcal{B}\hat{q},$$

was solved with an efficient Krylov-Schur method provided by the eigensolver library SLEPc [1]. Since the full Jacobian was available it was possible to solve the resulting system of linear equations with an ILU(0)-preconditioned BCGRO-DR method. By using a linear blending between first- and second order Jacobian for the setup of the preconditioner,

$$\mathcal{A}_{prec} = \alpha \cdot \mathcal{A}^{2nd} + (1 - \alpha) \cdot \mathcal{A}^{1st}, \quad \alpha = 0.8 \dots 0.9$$

a more efficient preconditioning of the linear system could be achieved.

First results for the interaction of a supersonic vortex with an oblique shock are shown in Figure 2. In this case, the circulation Γ_0 of a supersonic Burgers vortex at $M = 2.0$, with a fixed velocity deficit in the core of $\delta = 0.345$, was varied. The eigenvalue spectrum shown in Figure 2a indicates that the onset of instability lies somewhere between $\Gamma_0 = 3.25$ and $\Gamma_0 = 3.5$. Figure 2b shows the real part of the x-velocity mode of the most amplified eigenvalue for $\Gamma_0 = 3.5$. This eigenmode features a complex, three-dimensional shape, focused on the vortex core-area immediately behind the shock, leading to the assumption that it might be the instability mode of vortex-breakdown. As a next step, this assumption should be verified by performing a time-resolved simulation of the interaction.

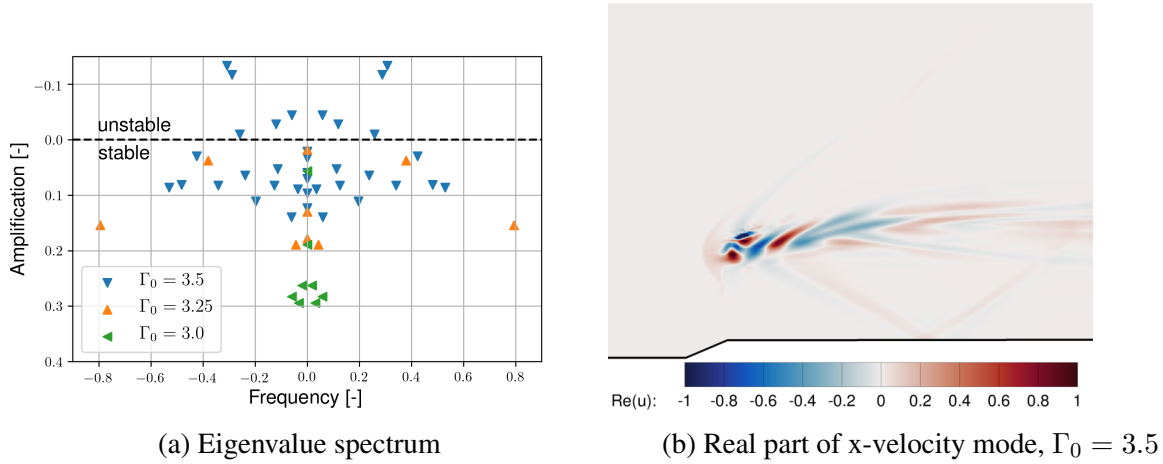


Figure 2: Eigenvalues and -modes for the supersonic shock/vortex-interaction

Bibliography

- [1] V. Hernandez, J. E. Roman, and V. Vidal. SLEPc: A scalable and flexible toolkit for the solution of eigenvalue problems. *ACM Trans. Math. Software*, 2005.
- [2] O. Lucca-Negro and T. O'Doherty. Vortex breakdown: a review. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2001.
- [3] L. A. Schiavetta, O. J. Boelens, S. Crippa, R. M. Cummings, W. Fritz, and K. J. Badcock. Shock Effects on Delta Wing Vortex Breakdown. *Journal of Aircraft*, 2009.
- [4] V. Theofilis. Global Linear Instability. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2011.
- [5] O. Thomer, W. Schroder, and E. Krause. Normal and Oblique Shock-Vortex Interaction. *Proceedings of International Conference RDAMM*, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Technische Strömungen

Strömungssimulationen als Teil des virtuellen Autoklaven

Axel Dannhauer

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bodengebundene Fahrzeuge,
Bunsenstraße 10

37073 Göttingen

axel.dannhauer@dlr.de

Einleitung

Im Rahmen des DLR internen Forschungsprojekts PROTEC wurde in Zusammenarbeit mit dem Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie (DLR -ZLP) in Stade eine Strömungssimulation des DLR Forschungsautoklaven BALU umgesetzt. Die CFD Simulation des Autoklaven berücksichtigt hierbei alle strömungsrelevanten Bauteile inklusive Ventilatoren, Kühler, Streben und Einfahrwagen. Die Arbeiten sollen ein flexibles Untersuchen beliebiger Werkzeuge in der CFD Simulation des Autoklaven ermöglichen. Ziel der numerischen Arbeiten ist die Bestimmung von Wärmeübergangskoeffizienten an der Oberfläche dieser Bauteile. Letztere sollen dann als Eingangsdatensatz einer Aushärtesimulation dienen, welche wiederum Teil einer Simulation des gesamten Autoklavprozesses ist. Für die numerische Beschreibung des Aushärtevorgangs sind diese Angaben essentiell, wobei eine detaillierte Messung des Wärmeübergangs nur mit großem Aufwand möglich wäre und der ansonsten komplett numerische Ansatz eines virtuellen Autoklaven verhindert würde. Deshalb bietet sich eine numerische Analyse (mittels CFD/RANS) obgleich der numerischen Approximationen und Modellannahmen an.

Durchgeführte Arbeiten

Zuerst mussten die strömungsrelevanten Komponenten des Autoklaven als Modell in einer CFD Umgebung (STARCCM+) umgesetzt werden. Hierzu gehörte neben den Strukturbauteilen auch eine detaillierte Beschreibung der beiden Lüfter, welche das heiße Gas im Autoklaven zirkulieren. Eine schematische Darstellung des untersuchten Autoklaven ist in der Abbildung 1 dargestellt.

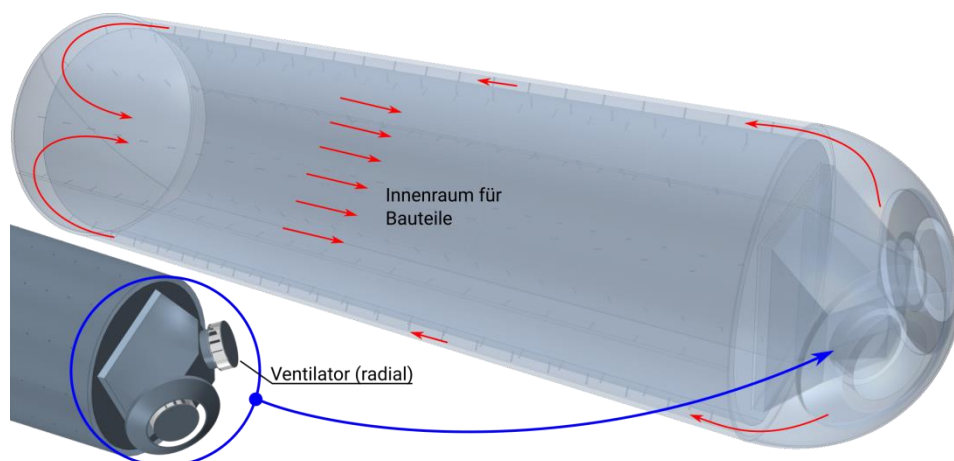


Abbildung 1: CAD Modell des DLR Forschungsautoklaven BALU

STAB

Für die numerische Bestimmung des Strömungsfeldes wurde ein finite Volumenverfahren 2. Ordnung benutzt. Dabei wurden sowohl die Lüfter als auch der Bereich um das Bauteil detailliert aufgelöst. Als Randbedingungen wurden die Wände des Autoklavs als isotherm mit der jeweils gewählten Betriebstemperatur angenommen. Analog zum realen Betrieb der Anlage wurde der Luftvolumenstrom mit Hilfe der Drehzahl des Ventilators eingestellt. Durch eine Validation der CFD Simulation mit Strömungsdaten aus Sondenmessungen zeigte sich eine gute Übereinstimmung des Geschwindigkeitsfeldes im Ringquerschnitt aber auch im Innenraum des Autoklavs.

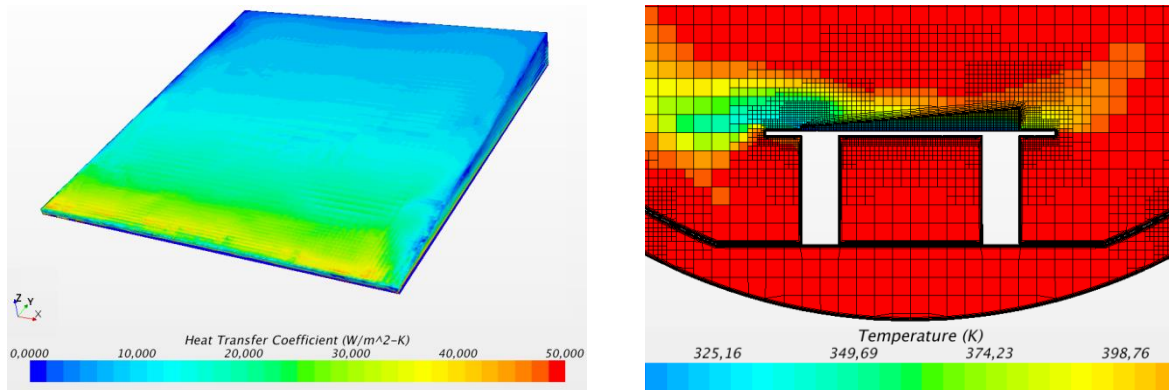


Abbildung 2: Wärmeübergangskoeffizienten und Temperaturen an der Oberfläche eines Keil-Testwerkzeugs bei 150°C Gastemperatur (Stickstoff)

Nach Abschluss der Validation wurden Simulationen mit einem im Autoklaven platzierten Testwerkzeug durchgeführt, mit dem Ziel Wärmeübergangskoeffizienten an der Oberfläche dieser Testwerkzeuge zu bestimmen (siehe Abbildung 2). Um die Möglichkeiten des gewählten Simulationsansatzes besser bewerten zu können, wurde im Anschluss an die Arbeiten mit den Testwerkzeugen die Modelle zweier realer Werkzeuge in die Simulationsumgebung implementiert, und erste Strömungssimulationen durchgeführt um die Robustheit des Ansatzes zu testen (siehe Abbildung 3).

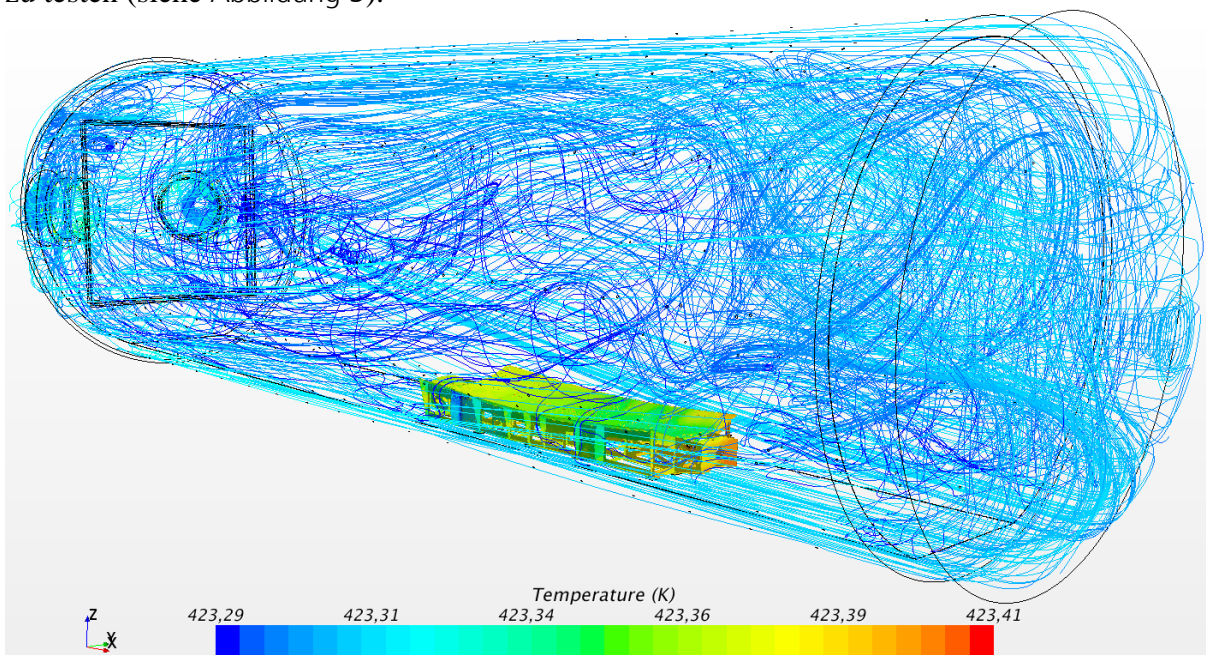


Abbildung 3: Geschwindigkeitsfeld im Autoklaven und Temperaturverteilung an einer realistischen Werkzeuggeometrie.

Mitteilung

Technische Strömungen / Fluid- und Thermodynamik

Large-Eddy Simulation of the full 3D rim seal flow of a one-stage axial-flow turbine

Authors: T. Hösgen¹, M. Meinke^{1,2}, W. Schröder^{1,2}
Institution: ¹Chair of Fluid Mechanics and Institute of Aerodynamics Aachen
² Jülich Aachen Research Alliance, High Performance Computing,
RWTH Aachen University
Address: Wüllnerstraße 5a, 52062 Aachen
Email: t.hoesgen@aia.rwth-aachen.de

In the design of turbomachines the cooling and sealing technology is of importance achieve a high machine efficiency. To prevent a hot gas ingestion from the outer flow into the wheel space between the rotor and stator disks, which would lead to high temperature and damage to the machine, secondary cooling gas is introduced into the wheel space. A significant improvement of the engine efficiency can be achieved by minimizing the cooling gas mass flow rate, which is mainly determined by the rim seal geometry. However, acquiring the understanding needed for the optimization of sealing geometries is challenging due to the three-dimensional, highly unsteady flow structures inside the rim seal and the wheel space.

The ingress problem has been intensively investigated in the past. Bohn and Wolff [1] derived correlation functions to determine the minimum cooling gas flow rate based on experimental results of a 1.5 stage axial flow turbine. Those correlations, however, neglect the influence of the rotor and stator blade geometry and do not give insight into the flow phenomena inside the rim seal.

Numerical investigations have been carried out by O'Mahoney et. al. [2], who conducted several LES and URANS simulation for rim seal cavity flows. The LES results showed significantly better agreement with experimental data than the URANS. Further, Pogorelov et. al. [3,4,5] conducted highly resolved 360° LES of a one-stage axial flow turbine for two different sealing geometries, i.e. a single and a double lip rim seal geometry. The results showed the significant impact of the sealing geometry on the cooling effectiveness.

In the present work the same double lip rim seal configuration used by Pogorelov et. al. is investigated for two further operating conditions. First, for the same cooling gas mass flow rate as for the operating condition analyzed by Pogorlov et. al. but with notably higher Reynolds and Mach number in the main flow (OP1) and, second, with constant flow parameters in the outer flow, while the cooling gas mass flow rate is reduced by 50% (OP2). Both operating conditions show an increased amount of hot gas ingress.

For the LES the solver ZFS is used which is based on hierarchical Cartesian meshes. The surfaces of embedded bodies are resolved by cut-cells. A detailed description of the flow and boundary cell treatment as well as of the formulation of the time dependent boundary cell volumes is found in [5]. The surface fluxes are computed using an upwind-biased scheme, where the primitive variables at the cell surfaces are obtained by a second-order accurate MUSCL scheme. The cell-centered gradients are reconstructed using a least-square reconstruction method. Details on this formulation are, for example, found in [5]. The inviscid fluxes are estimated by a modified Advection Upstream Method (AUSM) [6]. The temporal integration is done by a second-order accurate 5-step Runge-Kutta scheme, whose coefficients are optimized for maximum stability.

At the symposium, a detailed comparison of the flow field inside the wheel space as well as for the cooling effectiveness for two operating conditions will be presented. Figure 1 shows the geometry of the investigated one-stage axial gas turbine and the computational mesh around the stator and rotor blades. Further, Figure 2 depicts a radial cut through the domain, giving a more detailed description of the rim seal geometry and showing the multiple layers of grid

STAB

refinement. Finally, Figure 3 illustrates the overall flow field inside the main flow by showing the small vortical structures determined by the Q-criterion. The results will enhance the understanding of the turbulent flow structures inside the rim seal gap needed for the development of optimized sealing geometries.

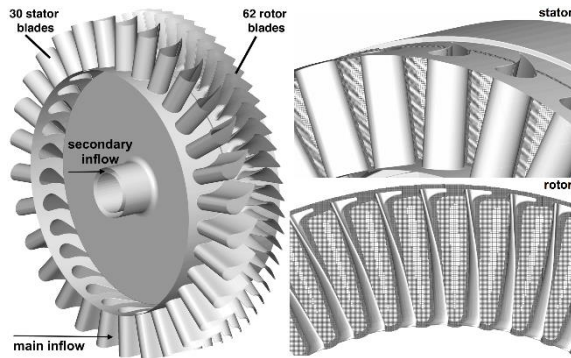


Figure 1: Geometry and computational mesh of the rotor stator combination

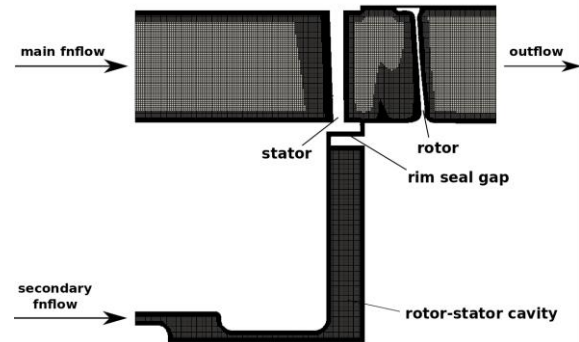


Figure 2: Radial cut through the domain

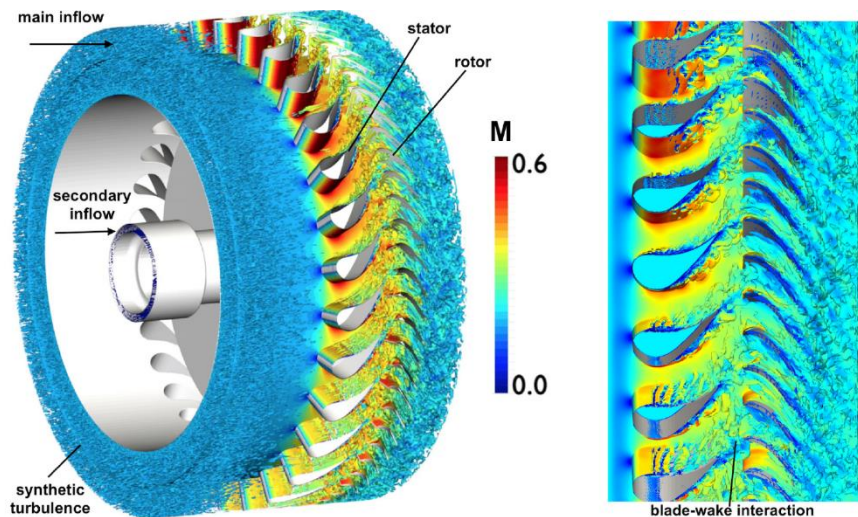


Figure 3: Instantaneous contours of the Q-criterion; vortical structures are colored by the absolute mach number

- [1] D. Bohn and M. Wolf. Improved formulation to determine minimum sealing flow cw_{min} for different sealing configurations. ASME Turbo Expo 2003. GT2003-38465, 2010.
- [2] T.S.D. O'Mahoney, N.J. Hills and J.W. Chew. Large-Eddy Simulation Of Rim Seal Ingestion. ASME Turbo Expo 2010. GT2010-22962, 2010.
- [3] Pogorelov, A., Meinke, M., and Schröder, W., "Large-eddy simulation of combined ingress for different rim seal geometries", AIAA Paper 2018-1088, 2018.
- [3] Pogorelov, A., Meinke, M., and Schröder, W., "Large-eddy simulation of turbine rim seal flow", ASME Paper No. GT2018-75022, 2018.
- [4] Pogorelov, A. Meinke, M., and Schröder, W., "Large-Eddy Simulation of the Unsteady Full 3D Rim Seal Flow in a One-Stage Axial-Flow Turbine", Flow Turbulence and Combustion 101, 2018
- [5] L. Schneiders, C. Günther, M. Meinke and W. Schröder. An efficient conservation cut-cell method for rigid bodies interacting with viscous compressible flows. Journal of Computational Physics, 311:62-86, 2016.
- [6] M. Meinke, W. Schröder, E. Krause and T. Rister. A comparison of second- and sixth-order methods for large-eddy simulation, Computers and Fluids, 31(4-7):695-718, 2002.

Mitteilung
Projektgruppe/Fachkreis:
Numerische Aerodynamik

Sensitivity of Aerodynamic Force Coefficients to Changes in Onflow Velocity Components for a 1/4 Scale Automobile Model.

Amin Nabikhani, Keith Weinman, Henning Wilhelmi, James Bell, Daniela Heine, Claus Wagner

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik
und Strömungstechnik

Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Keith.Weinman@dlr.de

Finding a reliable and accurate numerical model to investigate the transient effects of external turbulent flow on vehicle performance is of interest to the automotive industry. Practical applications include the assessment of vehicle wakes and/or over-taking manoeuvres on vehicle aerodynamic forces. On-road measurements are expensive and repeatability of test conditions can be difficult to achieve in practise. Schröck et al. [1] suggests that aerodynamic forces acting on a vehicle are sensitive to side wind conditions and showed that a transfer-function approach could be used to predict the influence on vehicle aerodynamic loading. The current work aims to compliment the work of Schröck et al. by utilizing both experimental and CFD to investigate the influence of time varying on-flow conditions on the drag for a 1:4 scale model vehicle. Outcomes of this work might then be used in development of accurate and cost effective prediction methods.

This work examines the response of aerodynamic forces acting on a 1:4 scaled car model downstream of a moving flap system located in the cross-wind facility Seitenwindkanal Göttingen (SWG) wind tunnel facility. The experimental system is illustrated in figure 1.

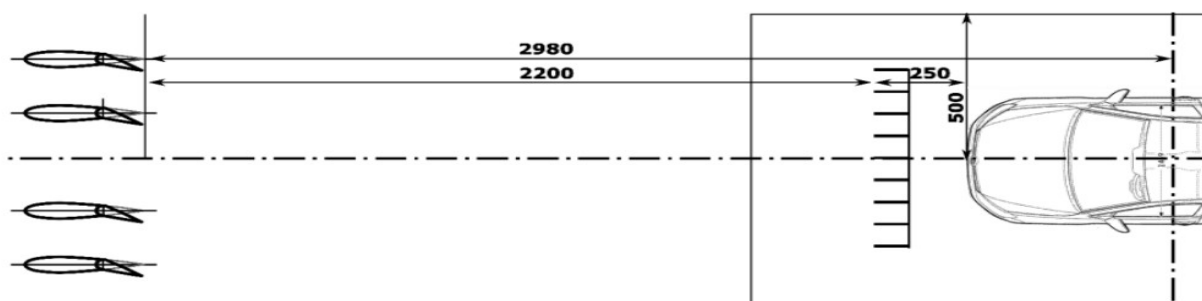


Figure 1 : View of the dynamic flap system in the SWG with an array of measuring probes shown 250 mm from vehicles nose and 125 mm above ground.

Four symmetric NACA airfoils with movable flaps provide controlled disturbances to the flow upstream of the model. The amplitude β ($0^\circ < \beta < 20^\circ$) and the oscillation frequency f ($0 \text{ Hz} < f < 50 \text{ Hz}$) control the significant energy containing flow length-time scales and are held constant during an experimental/computational run. The Reynolds number, based on the model height, was maintained at approximately 600,000. This corresponds to an onflow velocity of 27.776 m/s at standard temperature and pressure. A moving belt system has been used to ensure that tyre rotation is matched to the onflow velocity.

The numerical simulations are carried out using OpenFOAM [2] and are validated against the experiments. The high Reynolds number form, whereby a wall function is used to model the near-wall turbulence, of the k- ω SST [3] model provides the basis for all turbulence modelling procedures used in this work. The CFD problem contains three components: a) wind tunnel, b) flapped system, and c) model vehicle. Mesh refinement studies have been undertaken to establish the validity of the numerical approach for each of these subsystems. Meshes are generated using OpenFOAM meshing tools. Fig. 2 illustrates good agreement between experimental and computed near wall velocity profiles on the wind tunnel wall. Fig. 3 illustrates the computed velocity profiles at the centre of the probe rake and the experimental data measured at the corresponding velocity probe. These data agree well over time in both amplitude and frequency. The results suggest that on-flow conditions for the model are sufficiently well predicted by the CFD.

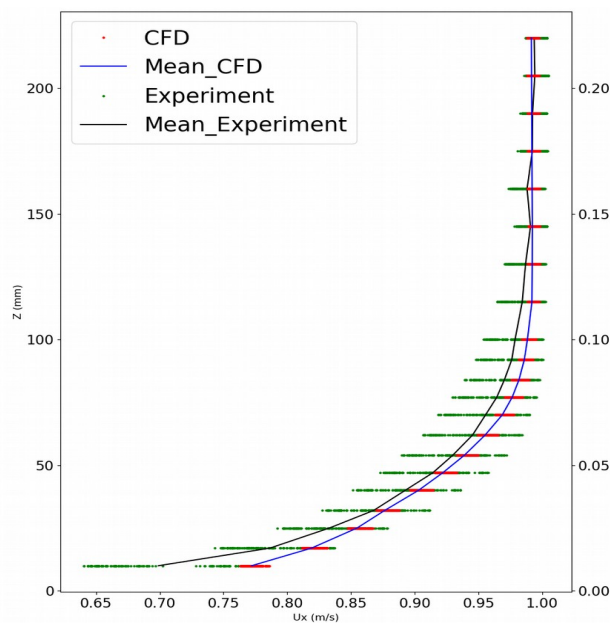


Figure 2: Comparison of computed near-wall velocity profiles in Wind-Tunnel against experiments.

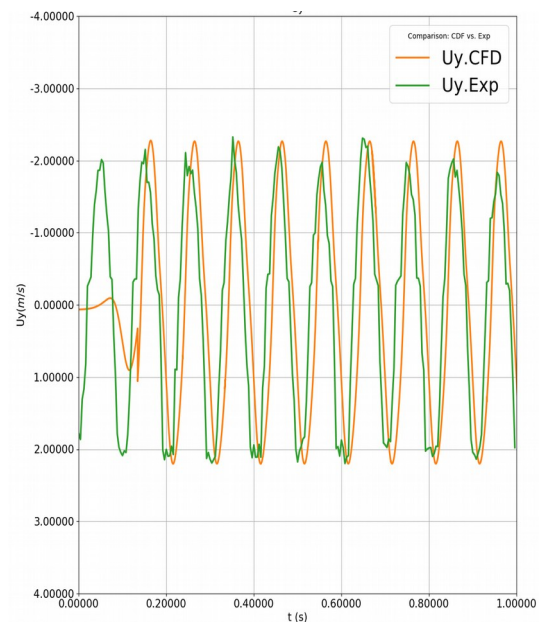


Figure 3: Comparison of measured and computed flow at center probe of the measurement rake for flapped system ($\beta=10^\circ$, $f=10$ HZ).

The presentation will discuss initial results using the Ahmed[4] body. The computed aerodynamic force coefficients on the Ahmed body will be compared against experimental and numerical data. The influence of the onflow conditions on vehicle force coefficients will also be discussed.

References:

- [1] Schröck, D., "Eine Methodes zur Bestimmung der Aerodynamischen Eigenschaften eines Fahrzeugs unter böigem Seitenwind", PhD, Institut für Verbrennungsmotoren und Kraftfahrwesen, Universität Stuttgart
- [2] H. G. Weller, G. Tabor, H. Jasak, C. Fureby, A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques, computers in physics, vol. 12, no. 6, NOV/DEC 1998.
- [3] Menter, F. R., Kuntz, M., and Langtry, R., "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model" Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, ed: K. Hanjalic, Y. Nagano, and M. Tummers, Begell House, Inc., 2003, pp. 625 - 632
- [4] S.R. Ahmed, G. Ramm, Some Salient Features of the Time-Averaged Ground Vehicle Wake, SAE-Paper 840300, 1984

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Technische Strömungen

Experimentelle Nachbildung einer Grenzschicht im hinteren Bereich eines langen Güterzuges

Emir Öngüner¹, James Bell¹, David Burton², Arne Henning¹

¹ DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstr. 10,
37073 Göttingen, Emir.Oenguener@DLR.de

² Monash University, Department of Mechanical and Aerospace Engineering,
Clayton, 3800 Victoria, Australia

Problemstellung

Ein wesentlicher Teil des Energieverbrauchs von Güterzügen lässt sich auf den aerodynamischen Widerstand zurückführen. Während die äußere Kontur von Personenzügen, insbesondere im Hochgeschwindigkeitsbereich, in den letzten Jahrzehnten bezüglich des Strömungswiderstandes wesentlich verbessert wurde, fand eine solche Optimierung im Bereich des Schienengüterverkehrs nicht statt. Vielmehr lässt sich im Bereich der Konstruktion von Güterwagen in den letzten Jahrzehnten keine wesentliche Entwicklung beobachten. Um die in der Vergangenheit zu beobachtende kontinuierliche Reduzierung des Anteils der Schiene am Güterverkehr zu stoppen und wenn möglich in Teilen umzukehren, bedarf es einer grundlegenden Neukonstruktion des Güterwagens. Eine aerodynamische Optimierung ist dann notwendig, da aktuelle Planungen eine Steigerung der Geschwindigkeiten der Güterzüge auf bis zu 160 km/h vorsehen, und der Leistungsbedarf für die Überwindung des aerodynamischen Widerstandes mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit skaliert. Mit Hilfe von Windkanalversuchen, sollen sowohl Neuentwürfe des Güterwagens, als auch die Wagenreihung, hinsichtlich des aerodynamischen Optimierungspotentials untersucht werden. Dabei werden Modelle im Maßstab 1:15 eingesetzt. Eine isolierte Betrachtung des einzelnen Wagens macht jedoch wenig Sinn, vielmehr muss der Beitrag eines Wagens zur Reduzierung des Widerstandes im Zugverbund untersucht werden. Bei einer Länge von Güterzügen von bis zu 400m (zukünftig sind Längen von bis zu 1000m geplant), ist es nicht möglich, das Modell eines vollständigen Zuges im Windkanal bei relevanten Reynoldszahlen zu untersuchen. Vielmehr muss auf stark verkürzte Modelle zurückgegriffen werden. Ohne zusätzliche Maßnahmen ist es dann nicht möglich, die mit der Länge des Zuges anwachsende Grenzschicht realistisch abzubilden. Damit ist es dann auch nicht möglich, Aussagen über den Beitrag zum aerodynamischen Widerstand eines einzelnen hinteren Wagens zu treffen.

Lösungsansatz

Um das Problem des, im Vergleich zum realen Güterzug, maßstäblich sehr kurzen Windkanalmodells aus aerodynamischer Sicht zu lösen, soll im Rahmen der hier durchgeführten Untersuchung (Abbildung 1), die Grenzschicht künstlich aufgedickt werden, so dass sie an einem bestimmten Bereich des Modells, der eines maßstabsgetreuen längeren Güterzuges entspricht. Da das Windkanalmodell nur etwa 10% der maßstäblichen Originallänge aufweist, ist zur Aufdickung der Grenzschicht in dem gewünschten Maße ein massiver Eingriff am Windkanalmodell stromauf der Wagenposition notwendig. Soggenante „Spires“ sorgen dafür, dass die Grenzschicht

stark gestört und stromab der Massnahme aufgedickt wird. Teile des hier verfolgten Ansatzes stammen aus dem Gebiet der Gebäudeaerodynamik, in welchem auch auf relativ kurzer Strecke die Nachbildung der geostrophischen Grenzschicht im Windkanal notwendig ist. In der Abbildung 2 sind solche Massnahmen an dem Windkanalmodell dargestellt. Verschiedene Konfigurationen und Anordnungen solcher Massnahmen werden im Rahmen der Kampagne an einem generischen Modell getestet. Zur Validierung der Grenzschichtdicke und Charakteristik, liegen Ergebnisse von Grenzschichtmessungen aus Vorbeifahrtmessungen an einem realen Güterzug vor. Diese Messdaten wurden im Rahmen von Kampagnen in Australien erhoben, wo bereits Güterzüge von Längen über 1000m verkehren. Abbildung 3 zeigt das typische Ergebnis solch einer Grenzschichtmessung.

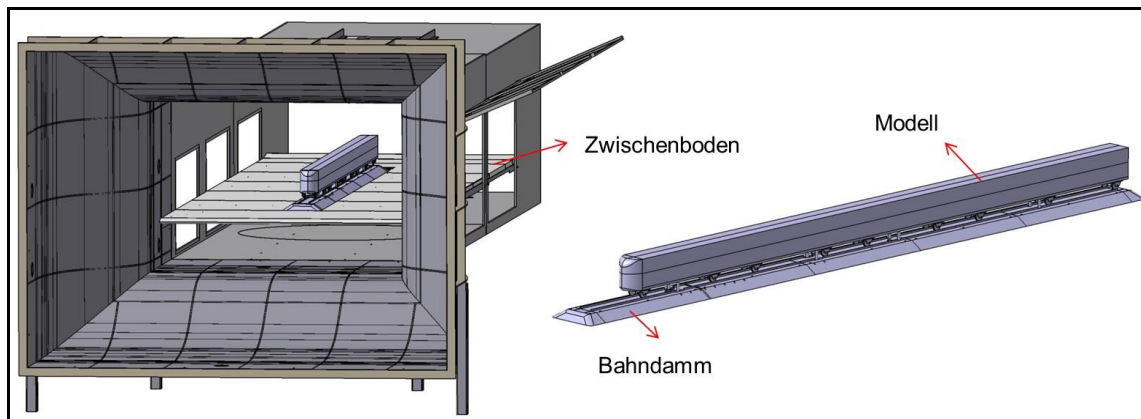


Abbildung 1: Versuchsaufbau und das Windkanalmodell am SWG-Seitenwindkanal Göttingen. Das 4.6m lange Modell wird mit Hilfe von 8 Bolzen auf dem Zwischenboden und über dem Single-Track-Bahndamm befestigt. Die longitudinale Länge entspricht ca. 4,5 hintereinandergestellten Güterwagen mit Wechselbrücken. Der Zwischenboden dient dazu um die Grenzschichtdicke bei hohen Geschwindigkeiten abzuscheren damit eine saubere und kontrollierte Grenzschicht erreicht wird.

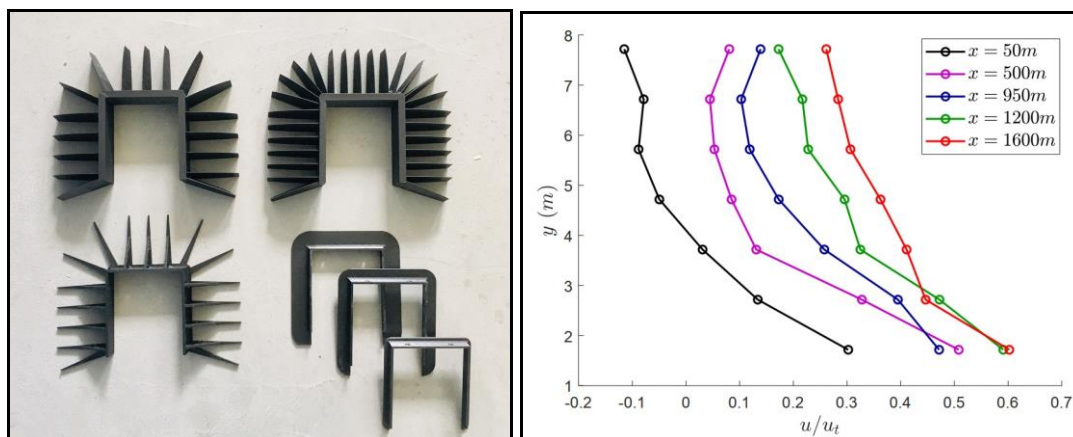


Abbildung 2 (links): „Spikes“ und „Barriers“, bzw. passive Strömungskontrollelemente

Abbildung 3 (rechts): Horizontale Grenzschichtprofile an einem realen Güterzug mit 7 Sonden in unterschiedlichen Entfernungen [Bell et al. (2019)]

Quelle

Bell, J., Burton, D., Thompson, M.C., The boundary layer characteristics and unsteady flow topology of full-scale operational inter-modal freight trains, *under review in Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2019

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Aeroservoelastic Simulations Exploiting High Fidelity Methods

Christopher Reinbold¹, Kaare Sørensen², Christian Breitsamter¹

¹Chair of Aerodynamics and Fluid Mechanics, Technical University of Munich,
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching bei München, christopher.reinbold@tum.de

²Airbus Defence and Space, Rechlinger Str., 85077 Manching, kaare.sorensen@airbus.com

The extension of the multi-disciplinary simulation environment SimServer for aeroservoelastic simulations based on high-fidelity Computational Fluid Dynamics (CFD) and Computational Structural Mechanics (CSM) along with the application of Chimera is currently under development. SimServer, developed by Airbus Defence and Space, offers modules capable of performing aeroelastic simulations, maneuvers and control surface deflections through the Chimera technique [2]. The main objective of this work is the integration of a robust and flexible aeroelastic Chimera treatment for control surfaces to the flow solver DLR TAU, in order to combine the existing Chimera and elastic deformation functionalities.

With increasing computational power over the years, high fidelity CFD-CSM computations for aircraft design are considered reliable and feasible and show significant improvement in the prediction of aerodynamic characteristics and structural behavior compared to mono-disciplinary approaches [1]. To continue the growing application of high fidelity CFD-CSM methods for aircraft design, several challenges still need to be addressed. One of these challenges is related to the modeling of control surfaces. Most activities in this field are based on mesh deformation procedures or manipulations of the kinematic boundary condition. The main deficiency of these approaches is that the flow through lateral and longitudinal gaps between the main wing and the control surfaces as well as the resulting vortices are not captured properly. Large control surface deployments are also problematic using mesh deformation approaches. Hence, the use of the unstructured Chimera approach applied on the control surface region is recommended to model control surfaces in a realistic manner. The precise and robust handling of control surface deflections along with their elastic structural deformations at given load cases is essential for providing reliable data sets taken static aeroelasticity into account.

In the present work, numerical simulations of static aeroelastic cases, e.g. steady cruise design or maneuvering conditions, are addressed. With the new implementation, efficient high-fidelity generation of aeroelastic datasets incorporating control surface deflections are enabled by incorporating state-of-the-art developments related to efficiency and accuracy. In addition, aeroservoelastic simulations of flight maneuvers can be performed, expanding the current simulation capabilities to regions where structural elasticity becomes significant with regard to control surface effectiveness and aerodynamic characteristics. The enhanced simulation ability will provide a valuable tool for post-test flight analysis.

Preliminary results of the aeroservoelastic analysis toolchain are shown for the Model53 wing. The Model53 is a generic semi-span cropped delta wing with a small leading-edge radius and a sweep angle of 53°. The wing is twisted by 4° and is investigated with a deployed slat. Additionally, the configuration features two flaps that can be rotated individually around their hinge line through the Chimera boundary condition, see Figure 1. Figure 2 shows the surface pressure coefficient for the aeroelastic trim condition with both flaps deflected to 30°. Suction footprints of two vortices are visible on the upper wing surface. The first vortex separates at the leading edge in the vicinity of the apex, whereas the second vortex separates at the deployed slat. Both vortices interact with each other and with the deflected flap near the trailing edge.

STAB

The aeroelastic trim condition has been reached after three CFD-CSM loops. For each CFD-CSM loop, the aerodynamic forces derived from the CFD computation are transferred to the structure in a conservative manner. The displacements computed by the structure solver are then transferred back to the aerodynamic surface, where the CFD grid is deformed according to the prescribed displacements. The next CFD-CSM loop begins with the preprocessing for the CFD computation that also includes the Chimera hole-cutting procedure. This loop is continued until the desired equilibrium condition is reached.

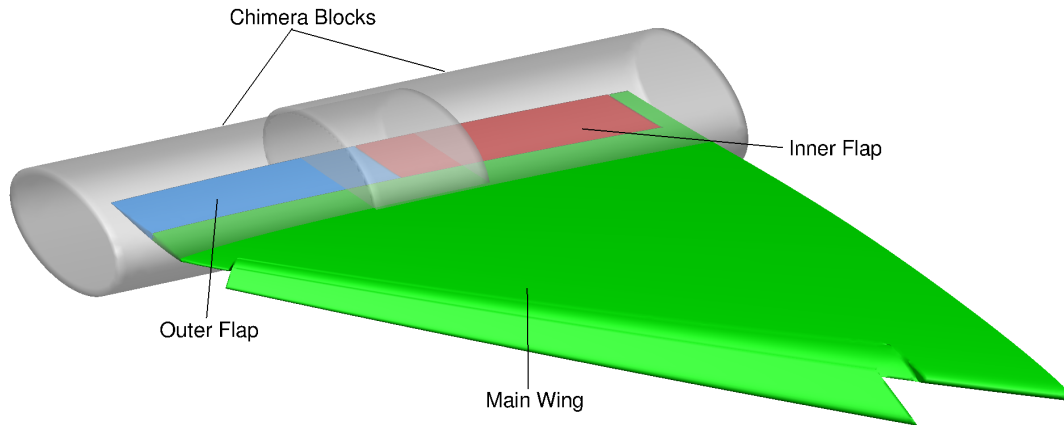


Figure 1: Model53 configuration used for the aeroservoelastic simulation.

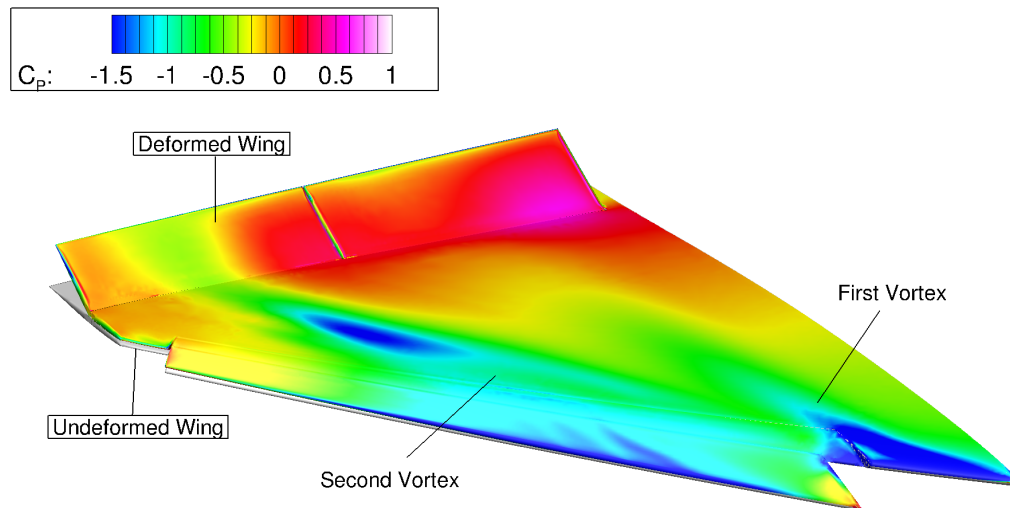


Figure 2: Surface pressure coefficient C_p of the Model53 at $\alpha = 20^\circ$, $Re = 3.3 \cdot 10^6$ and $M = 0.3$ with two deflected flaps; also shown: the undeformed wing with undeflected flaps.

- [1] S. Helm, M. Haupt, B. Stickan and H. Bleecke, "Advancements of CFD-CSM Coupling by Means of Multibody Simulation", Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK), Braunschweig 2015.
- [2] U. Tremel, F. Deister, K. A. Sorensen, H. Rieger and N. P. Weatherhill, "The SimServer – a Parallel Multidisciplinary Simulation Environment", DGLS-2003-099, Munich, 2003.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

LU-SGS preconditioned Newton-Krylov solver applied to
industrial relevant test cases

Arpit Aggarwal, Ralf Hartmann

Institute for Aerodynamics and Flow technology, Lilienthalplatz 7, 38108
Braunschweig, arpit.aggarwal@dlr.de, ralf.hartmann@dlr.de

DLR-TAU is a compressible flow solver based on finite volume methods on unstructured grids. Over the last years, this CFD code has matured and is now regularly employed on industrial applications. The working horse in TAU is the Lower Upper Symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) scheme [2] which is used as (single grid) solver or as smoother in an agglomeration multigrid. Including inviscid flux Jacobians, eigenvalues and an (implicit) local time step size this LU-SGS relaxation scheme was shown to be stronger than the traditionally used explicit Runge-Kutta iteration schemes. Nevertheless, these explicit and slightly implicit relaxation schemes are too weak to solve some of the more complex flow problems causing the flow solver to stall or even to diverge.

Given our previous experience on implicit solvers developed in other flow solvers (cf. [4] in the context of Discontinuous Galerkin methods and [3] in the context of FV methods), we now present the development of a new fully implicit solver in the DLR-TAU code. It is based on the Backward Euler method which replaces the LU-SGS iteration as single grid solver or multigrid smoother. Applied to nonlinear steady state problems, this implicit time integration method iterates in pseudo-time and recovers Newton's method when the CFL number and thus the local time-step size tends to infinity. Each Backward Euler step involves a linear problem which is solved using the preconditioned Generalized Minimum Residual (GMRes) method. This Krylov solver is right preconditioned with a single forward and backward sweep of the LU-SGS scheme. By increasing the number of LU-SGS sweeps within one GMRes iteration step, the condition number of the linear problems can be further reduced making the iterated LU-SGS scheme a stronger preconditioner for the GMRes method allowing the use of fewer Krylov iterations and vectors (with reduced memory requirements). Each GMRes iteration requires multiplication of the system matrix with a vector. This matrix includes the mass matrix divided by the local time step size and the (complete) Jacobian matrix which is given by the derivative of the residual vector with respect to conservative variables. This matrix-vector multiplication is implemented matrix-free by approximating it with a (one-sided or symmetric) difference quotient of residual vector evaluations. Also the LU-SGS preconditioner is matrix-free such that the resulting overall LU-SGS preconditioned Newton-Krylov method is realized matrix-free. The related memory requirements are significantly lower than using an assembled (and stored) system matrix and/or matrix-based preconditioners like an Incomplete Lower-Upper (ILU) decomposition of the system matrix. Newton's method provides a very fast (ideally quadratic) convergence once the solution iterate is sufficiently close to the solution. Starting with any initial solution (e.g. with free-stream quantities), one of the main challenges is to find a solution iterate which is in the region of attraction of Newton's method. Four (so-called globalization) techniques are implemented to address this issue:

- Full multigrid is used as the primary solver for the computations. The solution process is started on an agglomerated coarse grid level. This coarse grid solution is then interpolated to the next finer grid level where it serves as a start solution of the implicit solver. On all but the coarsest grid level a V-cycle is applied.
- The Backward Euler can be viewed as a relaxation of Newton's method.
- The Switched Evolution Relaxation (SER) method is employed to start the solution with a small CFL number CFL_{init} , and subsequently increase it according to $CFL_{new} = CFL_{init} * (||R_{freestream}||_{L2} / ||R_{current}||_{L2})^\alpha$, where α is 0.4 for 3D turbulent cases.

- Some of the Backward Euler steps may still diverge. This is treated by a 'solver recovery' method which repeats divergent steps with half the CFL number for increased stability. The SA-negative version [1] of the Spalart-Allmaras one equation turbulence model is used for all computations. The developments have been applied to 2D and 3D test cases. In the following, the results of two 3D test cases are shown:

Case 1: Delta wing with attached sting at $M = 0.869$, $Re = 59.6 \times 10^6$ and an angle of attack of 24.7° . On an unstructured grid with 4.6×10^6 points this flow problem is solved using a full multigrid V5 cycle. Figure 1 (left) shows the resulting convergence history of the density residual. Here, we compare the performance of the baseline solver (pure LU-SGS) with that of the Newton-Krylov solver. The latter is employed with different numbers of Krylov vectors. As can be seen, the use of 20 Krylov vectors is sufficient to reach convergence below 10^{-10} and outperforms the baseline solver in terms of computing time. Figure 1 (right) shows flow streamlines indicating a large wing tip vortex on the upper side of the wing.

Case 2: High-lift wing with installed missile at $M = 0.15$, $Re = 3.4 \times 10^6$ and an angle of attack of 20° . On an unstructured grid with 23×10^6 points this flow problem is solved using again a full multigrid V5 cycle. Figure 2 (left) shows the resulting convergence history of the density residual. For this test case, the baseline solver stalls. Also the GMRes solver with 50 Krylov vectors stalls due to the linear problems not being solved sufficiently. By increasing the number of Krylov vectors to 100, the solutions to the linear problems are improved and the Newton-Krylov solver converges with the density residual being reduced by 11 orders of magnitude. Furthermore, by keeping 50 Krylov vectors and strengthening the preconditioner helps to converge the problem, as can be seen, when using 3 sweeps of LU-SGS preconditioner (blue line in Figure 2 (left)). In Figure 2 (right), we see the pressure distribution over the geometry surface and the streamlines indicating the complexity of the flow. Given that the baseline solver stalls for this test case, we see that the proposed Newton-Krylov solver is more robust and more efficient than the baseline solver.



Figure 1: Delta wing with attached sting: **(Left)** Convergence history of density residual vs. real time in hours, **(right)** pressure distribution on wing and streamlines.

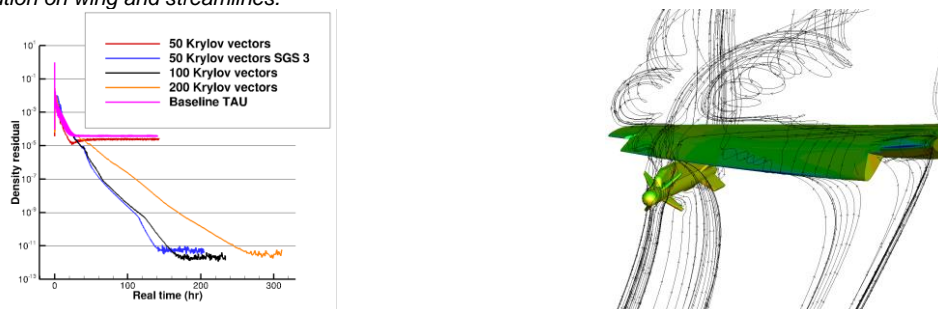


Figure 2: High-lift wing with installed missile: **(Left)** Convergence history of density residual vs. real time in hours, **(right)** pressure distribution on wing and streamlines.

References

- [1] S. R. Allmaras, F. T. Johnson and P. R. Spalart, "Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model," *Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7)*, 2012.
- [2] A. Jameson and S. Yoon, "Lower-Upper Implicit Schemes with Multiple Grids for the Euler equations," *AIAA*, pp. 929-935, 1987.
- [3] S. Langer, A. Schwöppe and N. Kroll, "Investigation and Comparison of Implicit Smoothers Applied in," *AIAA*, pp. 2080-2096, 2015.
- [4] M. Wallraff, R. Hartmann and T. Leicht, "Multigrid solver algorithms for DG methods and applications to aerodynamic flows," *In N. Kroll et al, eds., IDIHOM - Industrialization of High-Order Methods*, pp. 153-178, 2015.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Aerodynamik (Q 2.1)

Eine Chimera-Methode für ein Discontinuous-Galerkin Verfahren hoher Ordnung

Fabian Genuit, Manuel Keßler und Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart,
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
genuit@iag.uni-stuttgart.de

Mit der stetigen Zunahme verfügbarer Rechenkapazität steigt auch die Anforderung an die numerische Strömungsmechanik (engl. *Computational Fluid Dynamics*, CFD), Strömungen für immer größer und komplexer werdende Systeme zu berechnen, um somit eine möglichst genaue Vorhersage über deren Eigenschaften treffen zu können. Ein alternativer Ansatz zu den herkömmlichen, meist auf Finite-Volumen (FV) Verfahren basierenden Strömungslösern soll mit dem am IAG entwickelten CFD-Code SUNWinT geboten werden. Zur räumlichen Diskretisierung verwendet SUNWinT ein Discontinuous-Galerkin (DG) Verfahren, welches grundsätzlich den Finite Elemente Methoden zugeordnet werden kann aber auch Bausteine klassischer FV Verfahren verwendet. Zur Approximation der Strömungslösung wird ein polynomialer Ansatz gewählt. Der Grad p der Ansatzfunktion ist hierbei theoretisch frei wählbar, wodurch folglich eine beliebig hohe Ordnung in den Gitterzellen erzielt werden kann. Alternativ kann dadurch der Bedarf an Gitterzellen im Berechnungsnetz reduziert werden. Das DG Verfahren charakterisiert sich durch die Anforderung an die Ansatzfunktion, nur innerhalb der Zelle stetig zu sein, wodurch sich die Lösung an den Zellübergängen sprunghaft ändern kann. Um an diesen Stellen eine eindeutige Definition der Flussfunktion zu gewährleisten, wird ein aus den FV Verfahren bekannter Riemann-Löser angewandt. Somit kann innerhalb jeder Zelle eine Lösung von beliebig hoher Ordnung erzielt werden, welche lediglich von der Zelle selbst sowie seinen direkt angrenzenden Nachbarn abhängig ist. Dies qualifiziert das DG Verfahren für die Anwendung auf Hochleistungsrechnen, da es sich durch einen geringen Kommunikationsaufwand bei der Parallelisierung im Vergleich zu traditionellen FV Verfahren auszeichnet.

Eine Schwierigkeit, die mit der geringeren Zellanzahl einhergeht, ist die Repräsentation von Oberflächen, die für technische Anwendungen in der Regel eine beliebig gekrümmte Form aufweist. Abhilfe schafft die Verwendung von krummlinigen Zellen, welche eine möglichst genaue Approximation der Oberfläche ermöglichen.

Eine weitere Herausforderung bei der Strömungsberechnung von komplexeren technischen Anwendungen stellt die Gittererstellung für Baugruppen dar. Insbesondere wenn diese Komponenten beinhalten, die Relativbewegungen zueinander ausführen. Um diese Aufgabe zu meistern, hat sich in der CFD die sogenannte Chimera-Methode bewährt und wird auch in SUNWinT angewandt [4]. Die obere Hälfte von Abbildung 1 zeigt den typischen Aufbau eines einfachen Chimera-Setups eines Zylinders mit der dazugehörigen Strömungslösung der Mach-Zahl einer instationären, laminaren Umströmung (untere Hälfte). Für jede Komponente des Bauteils (in diesem Fall der Zylinder) wird ein eigenes Netz, das Körpernetz, erstellt. Dieses wird in ein sogenanntes Hintergrundnetz eingebettet. Bei der Berechnung der Strömungslösung wird die Lösung in ausgewählten Zellen, den Interpolationszellen, der jeweiligen Netze vom jeweils anderen Netz interpoliert. Die Interpolation erfolgt im Gegensatz zu FV Verfahren nicht nur am Zellmittelpunkt (bzw. den Zellmittelpunkten der benachbarten Zellen bei FV

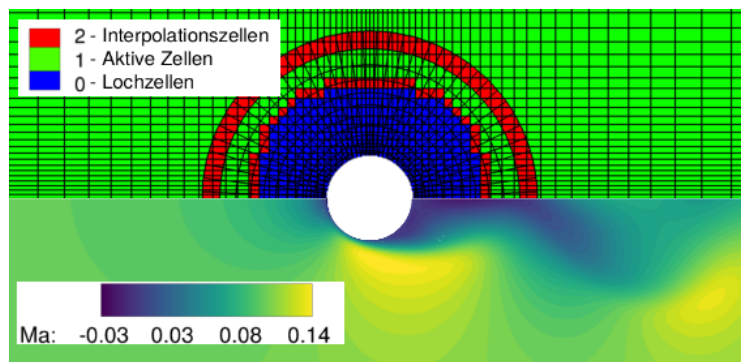


Abbildung 1 – Schematischer Aufbau eines Chimera-Gitters (oben) und Strömungslösung der Mach-Zahl für eine instationäre, laminare Umströmung mit $Re=150$ und $Ma=0,1$ (unten)

Verfahren höherer Ordnung), sondern an einer von der Integrationsgenauigkeit abhängigen Anzahl an Gaußpunkten innerhalb einer Zelle für jede beliebige Ordnung. Um unphysikalische Strömungsgrößen zu vermeiden, muss die Berechnung im Hintergrundnetz im Bereich des Strömungskörpers deaktiviert werden. Hierbei wird auch vom Lochschneiden gesprochen. Auf Grundlage einer Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) Formulierung kann das Körpernetz zusätzlich eine Bewegung relativ zum Hintergrundnetz ausführen. Dieses Prinzip ist auf eine beliebige Anzahl von Körpernetzen erweiterbar und eröffnet somit den Raum für die Berechnung der Strömungsphänomene für technische Anwendungen, wie beispielsweise eines Helikopterrotors.

Zur Validierung der implementierten Chimera-Methode wird der Testfall des „Smooth Gaussian Bump“ herangezogen. Hierbei wird die stationäre, subsonische und reibungsfreie Strömung in einem Kanal mit einem geometrisch definierten, glatten Hügel an der unteren Wand bestimmt. Dadurch eignet sich der Testfall ebenfalls zur Validierung gekrümmter Gitter. Für das Problem ist allerdings keine analytische Lösung bekannt. Daher wird der Entropiefehler im Kanal als Indikator für die Lösungsgenauigkeit herangezogen, da die Entropie im Kanal in der Theorie konstant bleiben sollte. Der Vergleich zwischen der Berechnung von Einzelgittern und Chimera-Setups, bei denen der Kanal in der Hälfte durch einen Chimera-Übergang getrennt wird, lässt nahezu keine Unterschiede in der Lösung sowie im Entropiefehler erkennen.

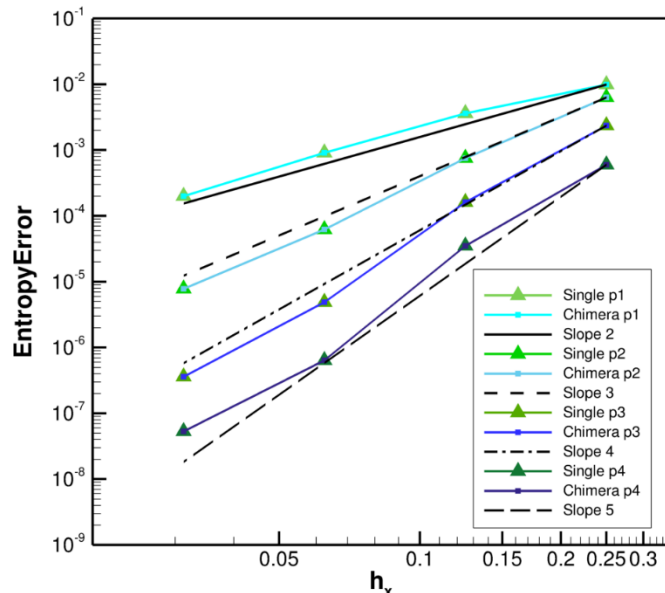


Abbildung 2 – Entropiefehler im „Smooth Gaussian Bump“ bei unterschiedlichen Diskretisierungen und Ordnungen

Dies ist auch bei einer Konvergenzstudie für unterschiedliche Diskretisierungen mit dem Gitterparameter h_x zu erkennen, die sowohl für Einzelgitter als auch für die Chimera-Methode die theoretische Konvergenzordnung von $p + 1$ erreicht (Abbildung 2). Aufgrund der Interpolation zwischen den Gittern geht die Konservativität des Verfahrens verloren. Um die Auswirkung auf die Lösung zu untersuchen, wird der Massenerhalt bei einem nicht-konformen Zellübergang an den Chimera-Grenzen untersucht. Der Massenfehler für hohe Ordnungen und feine Auflösungen stellt sich jedoch als vernachlässigbar heraus.

Basierend auf dieser generischen Validierungsgrundlage werden weitere Testfälle vorgestellt, die die Anwendungsbreite der Chimera-Methode andeuten. Im Fokus stehen unterschiedliche Umströmungsprobleme von Zylindern, die sowohl stationäre als auch instationäre Strömungsphänomene beschreiben. Als ein Vertreter wird der Magnus Effekt [2] vorgestellt, der eine Umströmung eines um seine eigene Achse rotierenden Zylinders beschreibt. In Abhängigkeit von den Strömungsparametern stellt sich hierbei eine instationäre Strömung ein. Ein weiterer Vertreter zeigt die Strömung um zwei Zylinder in Tandem-Konfiguration [3], wobei der Abstand der Zylinder das Ergebnis beeinflusst. Die Berechnungsergebnisse mit SUNWinT zeigen für beide Testfälle eine gute Übereinstimmung mit der Literatur. Am Ende des Vortrags wird ein Einblick in aktuelle Arbeiten mit der Chimera-Methode gegeben. Ziel ist es diese zur Berechnung des Modellrotors nach Caradonna und Tung [1] zu verwenden, um die Anwendbarkeit des DG Verfahrens zur Berechnung der Strömungsphänomene am Hubschrauberrotor aufzuzeigen.

- [1] Caradonna, F., Tung, C. *Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover*. Tech. Rep. TM 81232, NASA, 1981.
- [2] Kang, S., Choi, H., Lee, S. *Laminar flow past a rotating circular cylinder*. Physics of Fluids 11, 3312, 1999.
- [3] Meneghini, J. R., Saltara, F., Siqueira, C. L. R., Ferrari Jr, J. A. *Numerical Simulation Of Flow Interference Between Two Circular Cylinders In Tandem And Side-By-Side Arrangements*. Journal of Fluids and Structures 15, 327 - 350, 2001.
- [4] Wurst, M., Keßler, M., Krämer, E. *A high-order Discontinuous Galerkin Chimera method for laminar and turbulent flows*. Computer and Fluids 121, 102-113, 2015.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Effiziente Modellierung wandnaher Turbulenz in hybriden RANS/LES Simulationen

Marius Herr, Axel Probst
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt,
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, C²A²S²E
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
mariaus.herr@dlr.de

Hybride RANS/LES Simulationen (HRLM) verknüpfen die statistische RANS-Modellierung mit skalenauflösenden, instationären Large Eddy Simulationen (LES). Diese Kombination hat das Ziel, komplexe, industrielle Anwendungen bei großen Reynoldszahlen skalenauflösend simulieren zu können und gleichzeitig die Rechenzeit zu begrenzen (Fröhlich et. al 2008). Wie beim RANS Verfahren ist beim HRLM die Zellauflösung der Umgebung viskoser Wände sehr fein, um den dimensionslosen, wandnormalen Abstand $y^+(1)$ auf einen Wert kleiner als eins zu begrenzen. Bei der Kombination von Wandfunktionen mit HRLM (HRLM-WF) hingegen wird der wandnahe Bereich überbrückt, was zu einer deutlichen Einsparung von Gitterzellen führt. Wandfunktionen stellen einen funktionalen Zusammenhang zwischen $y^+(1)$ und der Wandschubspannung τ_w her und basieren auf Wandgesetzen der turbulenten Grenzschicht. Bei den hier verwendeten analytischen, hybriden Wandfunktionen wird das Wandgesetz nach *Spalding* (viskoser Bereich), nach *Reichardt* (Übergangsbereich) und das logarithmische Wandgesetz so miteinander verknüpft, dass der Wandfunktionsansatz unabhängig vom $y^+(1)$ Wert gültig ist (Knopp 2005). Es handelt sich um sog. RANS-Wandfunktionen wobei der $y^+(1)$ - Wert innerhalb des wandanliegenden RANS-Bereichs liegt. Neben dem Effizienzvorteil bieten Wandfunktionen noch den Vorzug, dass sich durch die Überbrückung des wandnahen Bereichs die Zellstreckung verringert und damit die numerische Stabilität erhöht (Knopp 2005). Die Kombination von Wandfunktionen für reine RANS oder reine LES Rechnungen ist in der Literatur gut erforscht. Lediglich für HRLM-WF gibt es noch wenig Forschungsarbeiten (z.B. Gritskevich 2017). Aufgrund dessen und der Nachfrage solcher Ansätze für industrielle Anwendungen ist dieses Forschungsgebiet von hohem praktischem Interesse (Gritskevich 2017). Die beschriebenen Wandfunktionsansätze nach Knopp (2005) sind bereits im DLR- TAU Code implementiert. Letzterer ist ein kompressibler Löser und basiert auf der dreidimensionalen unstrukturierten finiten Volumen Methode für hybride Gitter. Im Folgenden werden die numerischen Ergebnisse des HRLM-WF Verfahrens auf den Testfällen des *Backward Facing Step* (BFS) und der periodischen Kanalströmung präsentiert. In beiden Fällen wurde der wandnormale Abstand der ersten Gitterzelle systematisch variiert, um Gültigkeit von Wandfunktionen über einen großen $y^+(1)$ Bereich zu untersuchen. Vorhergehende RANS Simulationen mit Wandfunktionen haben gezeigt, dass bei beiden Testfällen die exakte Vernetzungstopologie in wandnormaler Richtung von geringer Bedeutung ist und der wandnormale Abstand als maßgeblicher Netzparameter gilt. Sowohl für den BFS als auch für die periodische Kanalströmung wurde das *Spalart-Allmaras* Turbulenzmodell verwendet.

Die Simulationen des BFS wurden für $Re=37000$, bezogen auf die Stufenhöhe h , bei einem konstanten Druck an der Austrittsfläche und einer partiell ausgebildeten Kanalströmung als Eintrittsprofil durchgeführt. Es wurden periodische Randbedingungen in spannweitere Richtung verwendet, wobei die Ausdehnung in dieser Richtung 68 Zellen bzw. $4h$ beträgt. Die Zellenanzahl für das Referenzgitter ($y^+(1)=1$) ist $1,7 \cdot 10^6$. Die Initialisierung der DDES erfolgte über eine Lösung einer stationären RANS Rechnung. Nach dem vollständigen Ausbilden der instationären DDES-Rechnung wurde über $200h/U_\infty$ gemittelt. Abbildung 1 zeigt die mittlere Wandschubspannung c_f für den BFS Testfall. Es wird deutlich, dass es bei geringer werdenden

$y^+(1)$ Werten zu einer besseren Übereinstimmung mit den Referenzrechnungen $y^+(1)=1$ kommt. Dies ist insbesondere im Rücklaufbereich ($c_f < 0$), direkt hinter der Stufe ($x > 0$) zu beobachten. Für einen $y^+(1)$ Wert von 12,5 kommt es zu einer passablen Übereinstimmung gegenüber der Referenzrechnung für $x > 0$. Noch zu klären sind die Hintergründe für die unerwartete Abweichungen zur Referenzrechnung stromauf der Stufe ($x < 0$).

Im Fall der periodischen Kanalströmung wurden periodische Randbedingungen in spannweitischer und Strömungsrichtung verwendet. Der Aufbau der instationären HRLM-WF Rechnung erfolgte durch eine Initialisierung mit einer RANS Simulation und anschließender Verwendung eines synthetischen Turbulenzgenerators. Die Simulationen wurden bei $Re=98300$, im Bezug auf die Kanalhalbhöhe, innerhalb einer quaderförmigen Geometrie mit dem IDDES Verfahren im wandmodellierten LES Modus gerechnet und über $50 h/U_\infty$ gemittelt. Die Zellenanzahl für $y^+(1)=1$ beträgt $109 \times 65 \times 65 \approx 461000$. Die Ergebnisse in Abbildung 1 zeigen, dass über einen Bereich von $12,5 < y^+(1) < 210$ eine akzeptable Übereinstimmung mit der Referenzrechnung vorliegt bei Abweichungen von maximal 4%.

Die prozentuale Einsparung an Gitterzellen, welche sich proportional zur Verkürzung der Rechenzeit verhält, im Bezug zum Referenznetz beträgt für $y^+(1)=12,5$ 24,5% und für $y^+(1)=50$ 34,1%. Jedoch entsteht durch die Auswertung der Wandfunktionen im TAU-Code ein nicht unerheblicher zusätzlicher Rechenaufwand. Es ergeben sich schließlich Netto-Einsparungen in der Rechenzeit von 19,9% bei $y^+(1)=12,5$ und 30,7% bei $y^+(1)=50$.

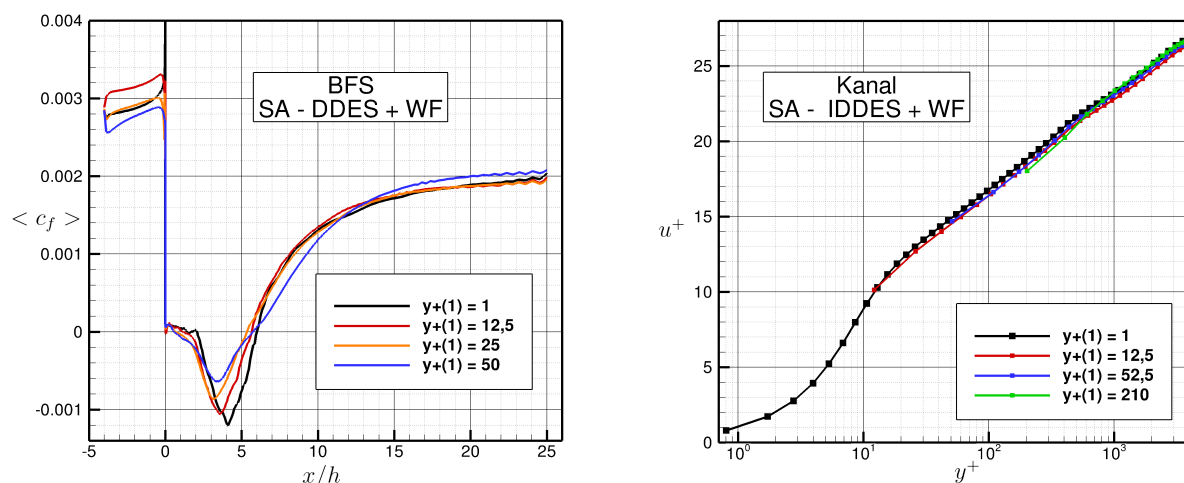


Abbildung 1: Links: Mittlere Wandschubspannung c_f des BFS in Abhängigkeit von der Position in Strömungsrichtung. Rechts: u^+ ist in Abhängigkeit von y^+ für den periodischen Kanal aufgetragen. Die unterschiedlichen Kurven beziehen sich auf den $y^+(1)$ Wert des jeweiligen wandnormalen Gitterabstandes.

Es konnte gezeigt werden, dass die Wandfunktionen im TAU-Code (Knopp, 2005) in Kombination mit HRLM zu guten Ergebnissen führen, sofern der $y^+(1)$ Wert der wandanliegenden Zelle bei 12,5 liegt. Für diesen Wert ergibt sich eine Reduktion des Rechenaufwandes von 19,9% gegenüber der herkömmlichen HRLM, was einen deutlichen Effizienzvorteil bedeutet. Als weiterer Testfall der HRLM-WF Methode ist der 2D NASA Wall-Mounted Hump geplant.

Literatur:

- [1] Fröhlich, J. und Von Terzi, D. (2008): Hybrid LES/RANS methods for the simulation of turbulent flows. In: Progress in Aerospace Sciences, Band 44(5), S. 349-377.
- [2] Knopp, T. (2005): A new adaptive wall-function method for subsonic and transonic turbulent flows. In: Institutsbericht des Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR IB 224-2005 A14
- [3] Gritskevich, M. S.; Garbaruk, A. V. und Menter, F. R. (2017): A Comprehensive Study of Improved Delayed Detached Eddy Simulation with Wall Functions. In: Flow Turbulence Combust Band 98, S. 461-479.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Experimental Determination of Pitch Damping Coefficients in a Wind Tunnel using a Wire Suspension

C. Franzmann, F. Leopold
French-German Research Institute of Saint-Louis (ISL)
5 Rue du Général Cassagnou, 68301 Saint-Louis, France
christian.franzmann@isl.eu, friedrich.leopold@isl.eu

Ch. Mundt
Universität der Bundeswehr München
Werner-Heisenberg-Weg 39, 85579 Neubiberg, Germany
christian.mundt@unibw.de

A number of methods for the experimental determination of the aerodynamic pitch damping moment coefficient sum $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ (simplified as C_{mq}) based on an oscillating model have been developed in the past. These are either based on the decay measurement of a free oscillation after an initial displacement or on the measurement of the forces and moments acting on a model undergoing a forced oscillation^[1]. Realizing either of these methods with a traditional sting support in the ISL wind tunnel has proven to be very challenging due to the small model dimensions (diameter usually smaller than 40 mm) and support interference in the high subsonic and transonic range. An approach to minimize support interference involves the use of a wire suspension. Previously developed systems^[2] are derived from the forced oscillation method, which necessitates sensors inside the model and would thus require considerable integration efforts with low-diameter models.

An alternative method combining the low interference characteristics of the wire suspension with the limited complexity of the free oscillation method is under development at ISL. The core of this approach is a suspension geometry that results in low stiffness for rotations around the pitch axis, thus allowing some limited movement, but very high stiffness in all other degrees of freedom, preventing any significant movement. The initial displacement is realized through a clamping mechanism with a locking pin and allows for low preparation time in between separate tests. The angle of attack is measured using a high-speed camera and an evaluation tool based on a corner-following algorithm developed at ISL^[3].

A feasibility study using a prototype (shown in Fig. 1) has been conducted in 2019. At this stage the wires were attached through the holes in the perforated walls of the transonic test section, resulting in small deviations from a symmetric suspension geometry. More than sixty tests were conducted using the 'Basic Finner' reference projectile as well as a non-finned cone-cylinder configuration at Mach numbers between 0.6 and 1.1. The model diameter for these tests was 20 mm. Different materials for the wires and for the models were evaluated.

First results were calculated using a quasi-linear approach. A linear damping model is assumed for a limited amplitude range, for example between 2° and 3° (as shown in Fig. 2). Then the average logarithmic decrement is calculated for this range, both for a tare run and a wind tunnel run at the desired Mach number. The aerodynamic pitch damping moment is then calculated from the difference of these two damping coefficients.

The results for the 'Basic Finner' calculated with this approach are shown in Fig. 2 and compared to results obtained with other methods. The standard deviation over multiple tests at the same Mach number is on a similar order of magnitude as for free-flight tests. As the suspension stiffness is nonlinear and the mechanical damping is insufficiently captured by the

STAB

linear damping model, this evaluation approach can only give approximate results and needs to be improved. A new approach including a cubic stiffness term and an extended damping model is currently under development.

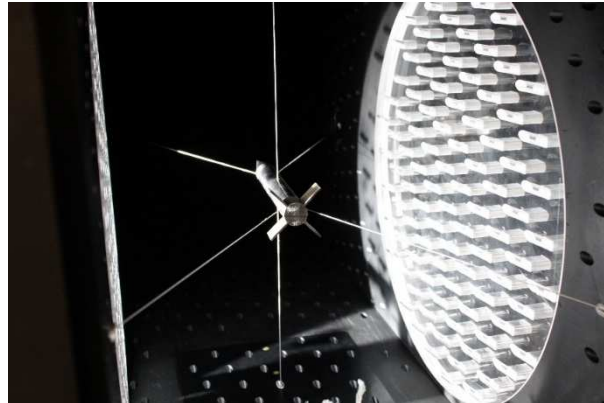


Figure 1: Basic Finner in the ISL Wind Tunnel

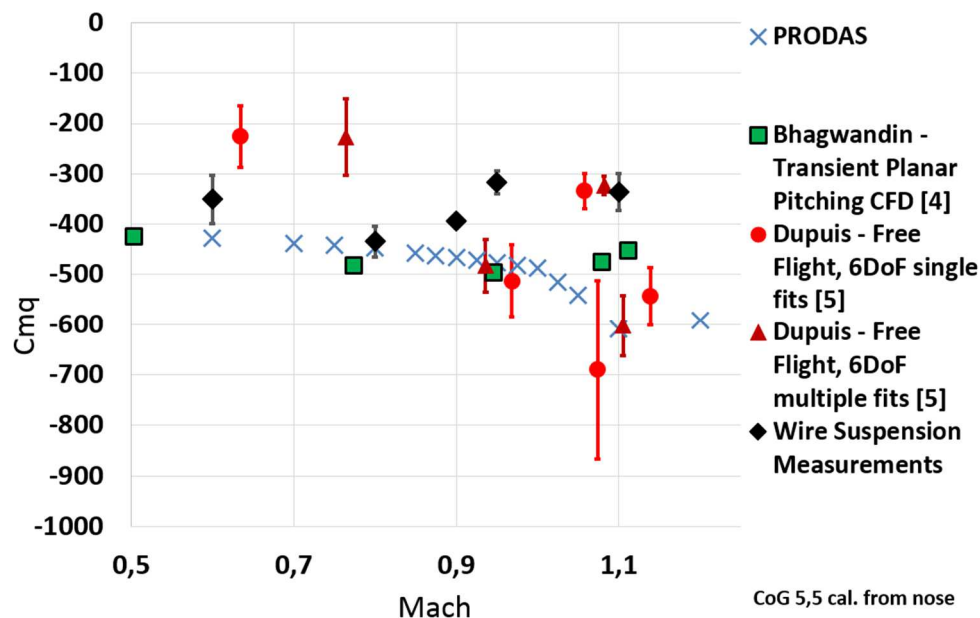


Figure 2: Pitch Damping Coefficient over Mach Number for the Basic Finner^{[4] [5]}

References

- [1] K. Orlik-Rückemann, "Dynamic Stability Parameters," in *AGARD Lecture Series 14*, 1981.
- [2] R. Bennett, M. Farmer, R. Mohr and W. Hall, "Wind-Tunnel Technique for Determining Stability Derivatives from Cable-Mounted Models," in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 77-1128, 1977.
- [3] M. Libsig, B. Martinez, J. Juncker, M. Bastide and C. Demeautis, "Accuracy Enhancement of Wind Tunnel Aerodynamic Coefficients Determination Based on the Coupling of Balance Data and Optical Angle of Attack Measurement," *18th International Symposium on Flow Visualization, Zürich*, 2018.
- [4] V. Bhagwandin and S. Sahu, "Numerical Prediction of Pitch Damping Stability Derivatives for Finned Projectiles," in *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 51, No. 5, 2014.
- [5] A. Dupuis, "Aeroballistic Range and Wind Tunnel Tests of the Basic Finner Reference Projectile from Subsonic to High Supersonic Velocities," in *Tn202-136, Defence R&D Canada Valcartier*, 2002.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik Q 2.2

Gaußprozesse zur Kalibrierung von aerodynamischen Sonden

Florian Heckmeier, Christian Breitsamter

Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Fakultät für Maschinenwesen,
Technische Universität München, Boltzmannstr. 15, 85748 Garching bei München,
florian.heckmeier@aer.mw.tum.de

Ausgangssituation und Zielsetzung: Strömungsmesssonden müssen vor ihrem Einsatz in unbekannter Testumgebung in einer bekannten Strömung kalibriert werden. Die Kalibrierung stellt den Zusammenhang zwischen den aerodynamischen Größen, wie z.B. der an der Sonde herrschenden Geschwindigkeit oder der Strömungsrichtung, und der mit der Sonde gemessenen Größe, z.B. Spannung oder Druck, her. Vordefinierte Kombinationen aus Anströmwinkeln und Geschwindigkeiten (Kalibriergitter) werden in einem Kalibrierwindkanal eingestellt und die zugehörigen Messgrößen erfasst. Abhängig vom Sondentyp kann diese Kalibrierung sehr lange dauern: Messgitter mit mehreren Tausend Kalibrierpunkten sind beispielsweise bei Mehrlochsonden keine Ausnahme [1]. Weiterhin erfordert jede Änderungen in der Messkette bei der Hitzdrahtanemometrie (CTA), z.B. andere Anschlusskabel oder die Erneuerung des Hitzdrahts, eine neue Kalibrierung der Sonde.

Bei Betrachtung der Kalibrierdaten fällt auf, dass ähnliche Sonden auch ähnliche Kalibrierungen mit jedoch individuellen Unterschieden aufweisen. Durch Verwendung eines Gaußprozesses wird das Kalibrier-Streuverhalten der bekannten vorhandenen Sonden modelliert [2]. Für neue Sonden oder Sonden, für die eine Rekalibrierung notwendig ist, werden die schon vorhandenen Kalibrierdaten verwendet und nur noch wenige, ausgewählte Kalibrierpunkte neu gemessen. Eine komplette Kalibrierung ist somit für die Erstellung der Kalibrierdaten der neuen Sonde nicht notwendig. Durch die Zuhilfenahme des Gaußprozesses können die Kalibrierdaten mit erheblich reduziertem Aufwand erzeugt werden.

Theoretischer Hintergrund: Aus den bekannten Kalibrierdaten $f_i(x)$ kann ein a-priori Gaußprozess $GP(m, k)$ erstellt werden (Erwartungswert- $m(x)$ und Kovarianzfunktion $k(x, x')$). Dieser beschreibt die statistische Streuung der Kalibrierungen [3]. Unter Verwendung von Messpunkten einer neuen Kalibrierung $(x|y)$ wird ein bedingter a-posteriori Gaußprozess $GP(m_{post}, k_{post})$ bei bekannten Stützstellen erstellt (siehe Tabelle 1).

Tabelle 1: Formelmäßige Beschreibung des bedingten Gaußprozesses

	A-priori	A-posteriori
Gaußprozess	$(Y_x) \sim GP(m, k)$	$(Y_x x, y) \sim GP(m_{post}, k_{post})$
Erwartungswert	$m(x) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N f_i(x)$	$m_{post}(x) = m(x) + \mathbf{k}^T(x, \mathbf{x}) K(\mathbf{x}, \mathbf{x})^{-1} (\mathbf{y} - m(\mathbf{x}))$
Kovarianz	$k(x, x') = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [f_i(x) - m(x)] \cdot [f_i(x') - m(x')]$	$k_{post}(x, x') = k(x, x') - \mathbf{k}^T(x, \mathbf{x}) K(\mathbf{x}, \mathbf{x})^{-1} \mathbf{k}(\mathbf{x}, x')$

Zur Visualisierung der prinzipiellen Vorgehensweise ist in Abbildung 1 und 2 der Ablauf der Approximation einer beispielhaften Testfunktion bei vorhandenen Stützpunkten gezeigt. Schon unter Verwendung zweier Stützpunkte kann die Testfunktion mit sehr hoher Genauigkeit approximiert werden.

Lösungsweg zur Kalibrierung aerodynamischer Sonden: Die Verwendung des oben gezeigten Ansatzes für Hitzdrahtsonden ist äquivalent zum gezeigten Beispiel. Ein

STAB

aufwändigerer Fall ist die Gaußprozess-unterstützte Kalibrierung von Mehrlochsonden. Bei der Kalibrierung von Fünfloch-Drucksonden werden aus den gemessenen Drücken entdimensionalisierte Kalibrierkoeffizienten berechnet und sog. Kalibrierflächen als Datenbasis bereitgestellt. Bei der Messung in einer unbekannten Strömung wird dann auf den Kalibrierflächen interpoliert und somit auf die aerodynamischen Größen zurück geschlossen. Durch die Verwendung des Gaußprozesses sollen die Kalibrierflächen mit wenigen Stützstellen ermittelt werden. Des Weiteren wird untersucht, inwieweit individuelle Unterschiede der Sonden und somit der zugehörigen Kalibrierungen berücksichtigt werden können. Zusätzlich soll eine Methode zur Übertragbarkeit der vorhandenen Kalibrierungen auf verschiedene Sondengeometrien (z.B. kegelförmige auf halbkugelförmige Sondenköpfe) entwickelt werden.

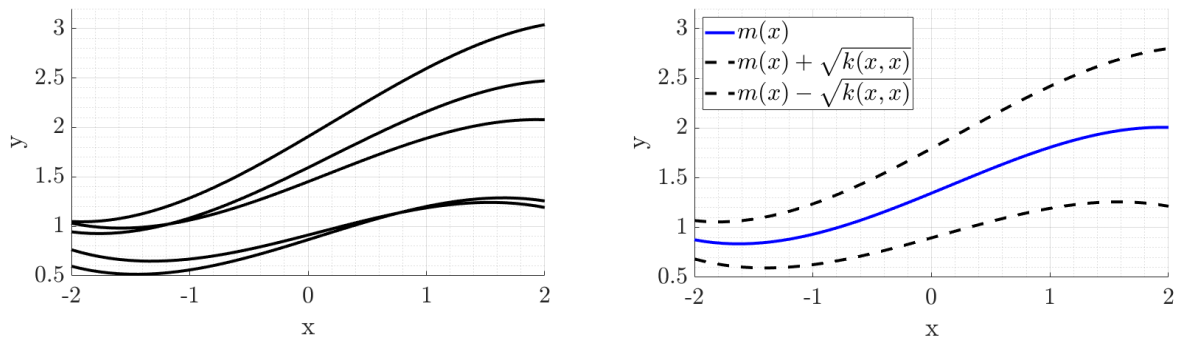


Abbildung 1: A-priori Gaußprozess: bekannte Kalibrierkurven (links) und Erwartungswertfunktion (rechts)

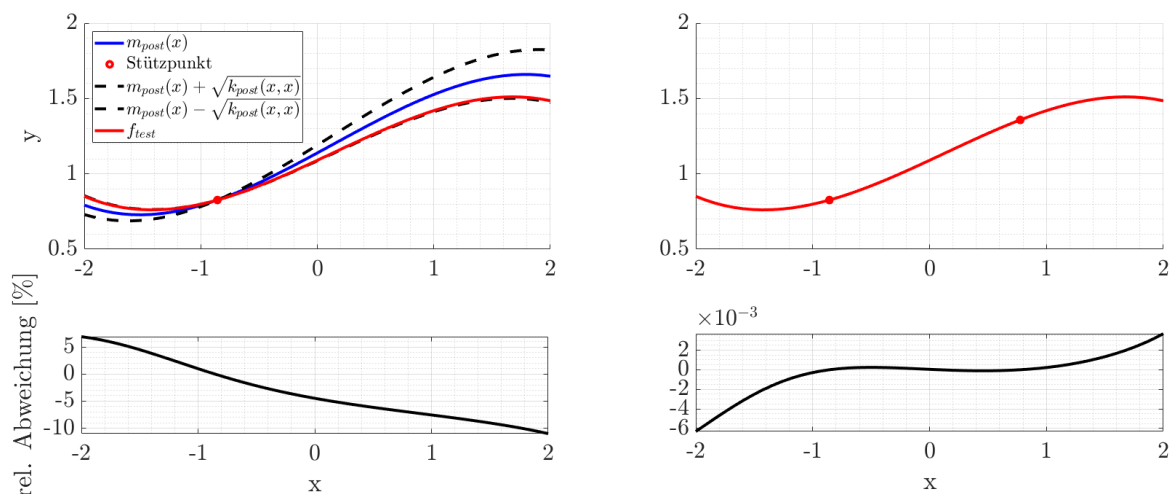


Abbildung 2: A-posteriori Gaußprozess mit bekannten Stützstellen bei Betrachtung eines (links) und zweier (rechts) Stützpunkte und der relativen Abweichung zur Testfunktion

References

- [1] F. Heckmeier, D. Iglesias, S. Kienitz, C. Breitsamter, „An Innovative Development of a Five-Hole Pressure Probe for Highly Unsteady Flow Phenomena“, Proceedings of ASME Turbo Expo 2019, GT2019-90079, Phoenix, AZ, USA, 2019.
- [2] R. Garcia-Ruiz, J. Blanco-Claraco, J. Lopez-Martinez, A. Callejon-Ferre, „Uncertainty-Aware Calibration of a Hot-Wire Anemometer With Gaussian Process Regression“, IEEE Sensors Journal, Vol. 19, Nr. 17, S. 7515-7524, 2019.
- [3] C. Rasmussen, C. Williams, „Gaussian Processes for Machine Learning“, MIT Press, 2006.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Automatisierte Auswertung der optischen Wandschubspannungsmessung

Wieland Lühder, Erich Schüle

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS),
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen, Bunsenstr.10, 37073 Göttingen,
wieland.luehder@dlr.de, erich.schuelein@dlr.de

Seit mehreren Jahren wird die Ölfilminterferometrie (OFI) zur direkten und berührungslosen Messung der Wandschubspannung in 2-D und 3-D Strömungen angewandt. Das Verfahren basiert auf einem Zusammenhang der zeitlichen Veränderung der Dickenverteilung eines dünnen Ölfilms auf der Testoberfläche, die infolge der Luftströmung zustande kommt, mit der mittleren Wandschubspannungsverteilung [1-3]. Tanner und Blows [1] waren die ersten, die zur Vermessung der Variation der Ölfilmdicke optische Interferometrie angewandt haben. Seit deren Einführung wird die OFI-Messtechnik kontinuierlich weiterentwickelt. Der aktuelle Stand der Technik ist die Verwendung von weißem [4] oder mehrfarbigem LED-Hintergrundlicht [5], das in Verbindung mit einer großflächigen Erfassung und Auswertung der Interferenzbilder eine verbesserte Genauigkeit gegenüber monochromatischem Licht liefert. Das größte Problem aktueller OFI-Applikationen bleibt aber nach wie vor das Fehlen automatischer Verfahren zur zuverlässigen Erfassung der flächigen Verteilung von Wandstromrichtungen auf der gesamten Testoberfläche. Falls die Strömung nicht a-priori zweidimensional ist, müssen quantitative Stromlinienbilder mühsam manuell aus Ölanstrichbildern eingezeichnet und entzerrt werden um daraus eine flächige Verteilung der Wandstromrichtungen zu interpolieren. Dies ist nur unter guter Kenntnis der Strömungstopologie möglich und stellt eine potentielle Fehlerquelle der Auswertungen dar. Außerdem ist die gesamte Auswertung der Interferenzbilder sehr langwierig, vor allem wenn Bildverzerrungen durch das Kameraobjektiv und gekrümmte Modelloberflächen berücksichtigt werden müssen.

Das Ziel der aktuellen Arbeit ist es, die Auswertung der Daten deutlich zuverlässiger, einfacher und kostengünstiger zu gestalten. Es wurde ein MATLAB-Tool entwickelt, um die gesamte Auswertung möglichst automatisch durchführen zu können und die beschriebenen Probleme zu beheben. Der manuelle Teil der Auswertung wurde auf ein Minimum reduziert, in dem ein geeignetes Verfahren zur experimentellen Gewinnung sehr hochwertiger Wandstromlinienbilder (siehe Beispiel in Abb. 1) mit einem ausgereiften Softwaretool zur automatischen Detektion der lokalen Strömungsrichtungen ergänzt wurde. Der Anwendungsbereich wurde auf beliebige dreidimensionale, optisch zugängliche Strömungen erweitert. Unter Verwendung eines 3D-Gittermodells können alle Bildkorrekturen sowie die lokalen Lichteinfall- und Reflexionswinkel an beliebig geformten Testoberflächen automatisch berücksichtigt werden. Eine pixelgenaue Analyse der RGB-Farbzusammensetzung des Ölfilminterferenzbildes ermöglicht eine vollautomatische und sichere Bestimmung der lokalen Ölfilmdicke sowie Erkennung des gültigen Auswertebereichs entlang der Wandstromlinien (siehe Beispiel in Abb.2).

Das modifizierte OFI-Verfahren mit dem neuentwickelten Auswerteprogramm ermöglicht bereits jetzt eine zügige Auswertung großer Messkampagnen und wird auch für industrielle Messungen gut einsetzbar sein. Das Verfahren wurde im vergangenen Jahr in mehreren sub- und transsonischen Windkanälen erfolgreich eingesetzt, unter anderem am DNW-TWG und am 1MK des DLR in Göttingen. Am letzteren wurden die Deltaflügel-Messungen von Lunte und Schüle [5] unter ausgewählten Testbedingungen (Anströmgeschwindigkeit 50 m/s, Anstellwinkel 25°) wiederholt, um die neuen Auswertealgorithmen validieren zu können. Es ist demonstriert worden, dass die bisherigen Ergebnisse im Rahmen der experimentellen Genauigkeit bei einem deutlich verringerten manuellen Aufwand in der Auswertung reproduziert werden konnten.

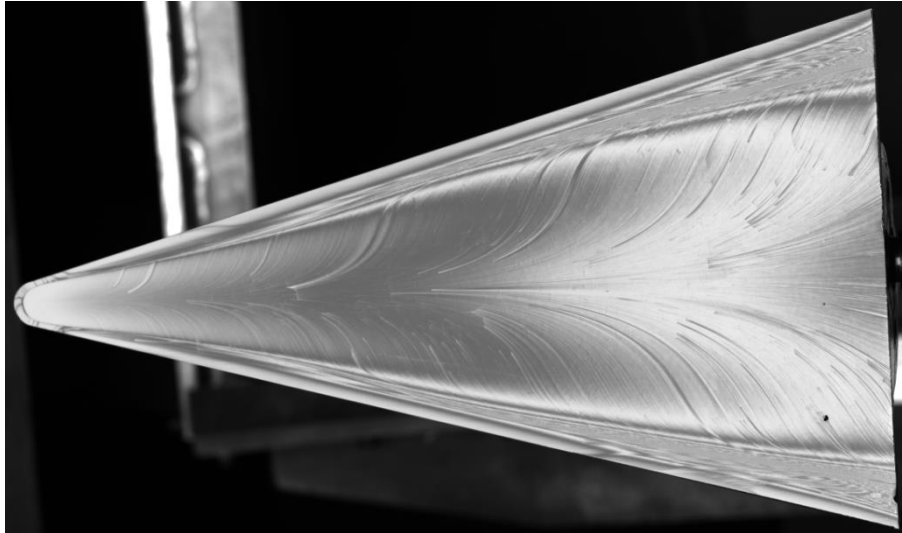


Abbildung 1: OFI-Visualisierung der Wandstromlinien auf der Saugseite eines Deltaflügels mit 75° Pfeilung bei 25° Anstellwinkel und einer Strömungsgeschwindigkeit von 50 m/s (Strömung kommt von links).

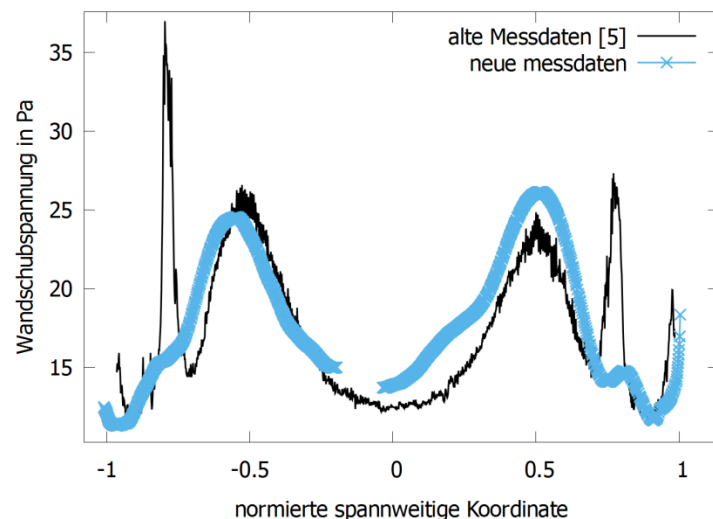
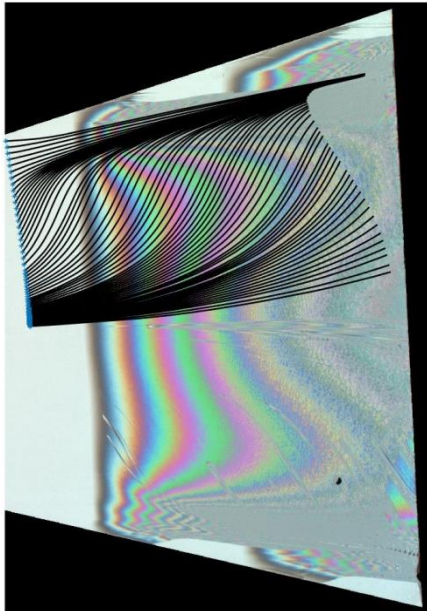


Abbildung 2 (links): Zur Ölfilmdickenauswertung verwendetes RGB-Ölfilminterferenzbild mit teilweise eingezeichneten automatisch ermittelten Wandstromlinien.

Abbildung 3 (rechts): Ermittelte Verteilung der Wandschubspannung in Pascal bei 62 % Flügelteufe, Vergleich zur früheren Messung [5].

Literatur :

- [1] L. H. Tanner and L. G. Blows. A study of the motion of oil films on surfaces in air flow, with application to the measurement of skin friction. *Journal of Physics E: Scientific Instruments*, 9:194, 1975.
- [2] Naughton J., Sheplak M. (2002) Modern developments in shear-stress measurement, *Progress in Aerospace Science*, 2002
- [3] Schülein E. (2006) Skin friction and heat flux measurements in shock/boundary layer interaction flows, *AIAA Journal*, 44(8), 2006
- [4] Desse J.-M. (2003) Oil-Film Interferometry Skin-Friction Measurement Under White Light, *AIAA Journal*, 41(12), 2003
- [5] Lunte J., Schnepf C., Schülein E. (2018) Optical Wall Shear Stress Measurements on the Lee-ward Side of a Delta Wing, AIAA 2018-3806

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik Q 2.2

Transport Aircraft Wing Investigations aimed on Crow Instability Excitation and High Lift Increase by Oscillating Flaps

Johannes Ruhland, Christian Breitsamter
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Technische Universität München, Boltzmannstraße 15, 85748 Garching, johannes.ruhland@tum.de

Efficient aircraft in context of environmental impact and sustainable use of resources are reflected in continuous and intensive research as well as developments improving the aerodynamic performance. Structural and aeroelastic requirements as well as system aspects must be taken into account in order to achieve solutions with high improvement potential. The approach of dynamically moving trailing edge flaps in combination with electromechanical actuators makes this possible in an optimal way by combining several aspects. The LuFo V project BIMOD (Influencing maximum lift and wake vortex instabilities by dynamic flap movement), which is conducted by the Institute of Aerospace Systems (RWTH Aachen), the Institute of Structural Mechanics (RWTH Aachen) and the Chair of Aerodynamics and Fluid Mechanics (TU Munich) provides a novel approach combining modern system components to achieve two different effects with one mechanism of action. On the one hand, an increase of the maximum lift is desired and on the other hand, the excitation of wake vortex instabilities to reduce the separation distances between aircraft by means of inversely oscillating flaps is of importance. First numerical and experimental simulations support the further development and validation of high-quality simulation and design procedures for aircraft. Wind tunnel tests are performed to validate both effects (see Fig. 1).

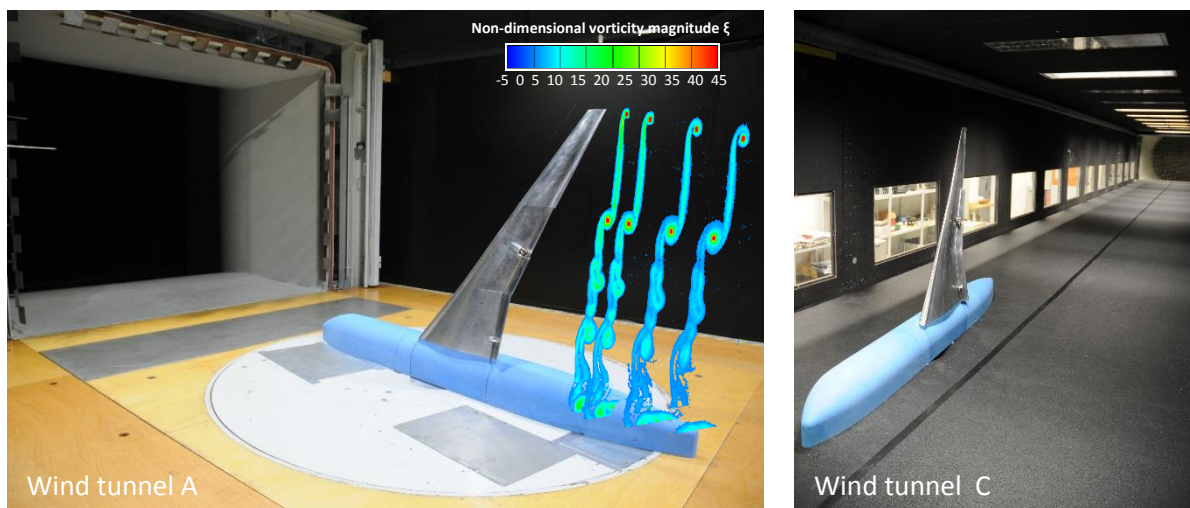


Figure 1: Non-dimensional cross flow vorticity magnitude fields based on Stereo-PIV measurements (flap deflection angle 25° , $U_{ref}=25$ m/s, $\alpha=12^\circ$, $Ma=0.07$) in wind tunnel A. Aircraft model in wind tunnel C for wake vortex system measurements by means of hot-wire anemometry.

The half model presents a high lift configuration (droop nose, advanced dropped hinge flaps) of a transport aircraft without engine, aileron and winglet. The outboard flap of the high-lift configuration is divided into two segments (see Fig. 2). In addition to the possibility of fixed flap deflection angles, an oscillating motion of the outboard flaps with varying frequencies and amplitudes around the chosen flap deflection angle can be applied.

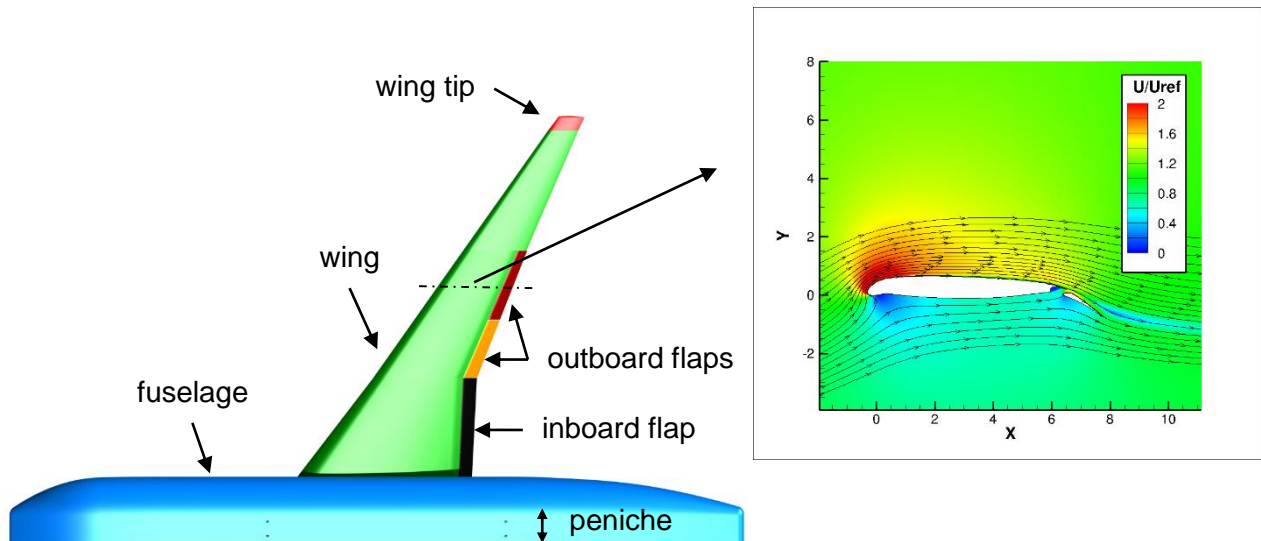


Figure 2: Geometry of the transport aircraft and sectional view of a numerical flow simulation at flap deflection angle 25° , $U_{ref}=25$ m/s, $\alpha=12^\circ$, $Ma=0.07$. ($S_{ref}=0.233$ m², $b/2=1.1$ m, $\Lambda=8.53$, $\lambda=0.12$)

To keep the global lift coefficient of the high-lift configuration constant, the two outboard flap segments oscillate inversely around the adjusted flap deflection angle. The model is mounted on an external six component balance allowing for the measurement of dynamic forces and moments in wind tunnel A (see Fig. 1). Flowfield data downstream of the model is obtained with stereo particle image velocimetry (PIV) (wind tunnel A) and hot-wire anemometry (wind tunnel C) to capture the vorticity of the wake vortex system (see Fig. 1). The experiments are performed at low speed wind tunnel conditions with a Reynolds number of $Re_\infty=0.5 \cdot 10^6$ to $Re_\infty=1 \cdot 10^6$ and a Mach number of $Ma_\infty=0.07$ to $Ma_\infty=0.14$. Trip dots are applied to the wing surface. Complementary experimental and numerical simulations are performed to analyze global and local aerodynamic data. Computational meshes are created with ANSYS ICMCFD using a block structured approach with quadrilateral elements. The numerical flow simulations are conducted using the flow solver ANSYS FLUENT. Steady state and transient Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations are solved to determine the aerodynamic forces and moments of the configuration. For the wake vortex system development downstream of the configuration, a LES approach has been chosen analyzing the enhancement of instability mechanisms in the mid field.

References

- [1] Reckzeh, D. - *Multifunctional Wing Moveables Design Of The A350XWB And The Way To Future Concepts* - 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences St. Petersburg, September 2014
- [2] Breitsamter, C., Allen, A. - *Transport Aircraft Wake Influenced by Oscillating Winglet* - Journal of Aircraft, Vol. 46, 2009
- [3] Jung, U., Breitsamter, C. - *Aerodynamics of Multifunctional Transport Aircraft Devices* - Journal of Aircraft, Vol. 49, 2012

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Bestimmung der Polare von Modellflugzeugen und Papierfliegern
aus Freiflugmessungen

Thorben Schwedt
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
-School_Lab-
Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
Thorben.Schwedt@dlr.de

Motivation

Aerodynamische Messungen von Flugzeugen benötigen oft teure Messtechnik, sowie den Einsatz von Fachpersonal. Ein Beispiel für typische Messungen in der Aerodynamik sind Polardiagramme, auch kurz Polare genannt. Seit einiger Zeit gewinnen Flugmodelle und Drohnen, sogenannte Micro Air Vehicles, die bei kleinen Re-Zahlen fliegen an Bedeutung. Bereits in den 60er Jahren hat sich F.W. Schmitz [1] intensiv mit der Vermessung von Flugmodellen durch Freiflugversuche beschäftigt. Im Laufe der vorliegenden Arbeit wurde eine Abschussvorrichtung nach seiner Anleitung nachgebaut (Abb. 1) und seine Arbeit unter Nutzung neuer Bildverarbeitungsverfahren mit Delta Papierfliegern fortgesetzt.

Die vorliegende Arbeit wurde in der Bildungsabteilung des Deutschen Luft- und Raumfahrtzentrums durchgeführt. Daher wurde besonderer Wert darauf gelegt, einen möglichst einfachen Versuchsaufbau zu entwickeln. Die vorgestellten Experimente sind beispielsweise deutlich einfacher als das beliebte „Rundlauf Experiment“ von Lilienthal aus dem Jahre 1889 [2] und sollte mit überschaubarem Aufwand im Physik Unterricht reproduzierbar sein.

Methodik

Die Bewegungsbahnen (Trajektorien) der eingesetzten Delta Papierflieger werden durch ein Python Programm aus den Bilddaten ermittelt und ausgewertet. Die feststehende Kamera bietet für das Tracking die Möglichkeit, den Hintergrund durch die Methode BackgroundSubtractorMOG [3] herauszurechnen. Nach einer mehrschrittigen Bildverarbeitung wurde die Kontur berechnet und dadurch präzise der Flächenschwerpunkt bestimmt. Aus den so gewonnen Trajektorien wurde mithilfe einer quadratischen Funktion abgeschätzt, ob die Bewegung gleichförmig oder beschleunigt ist. Anschließend wurde, ohne Näherung, die Auftriebs- und Widerstandskraft durch die horizontale und vertikale Geschwindigkeit berechnet. Dies ist nur bei einer näherungsweise gleichförmigen Bewegung möglich. Zur Berechnung der Polare muss der Flieger auf unterschiedliche Geschwindigkeiten getrimmt werden. Für die Trimmung der Papierfliegern hat sich das Anbringen von zwei Magneten, die entlang des Rumpfes verschoben werden können, angeboten, um die Geschwindigkeit ohne Klappen über Veränderung des Schwerpunkts einstellen zu können. Die größte Herausforderung beim Trimmen ist dabei einen gleichförmigen Flug bei sehr niedrigen Trimm-Geschwindigkeiten zu gewährleisten.

Dieses Problem kann durch die näherungsweise Bestimmung der Widerstands- und Auftriebsbeiwerte durch das Anpassen von nicht analytisch lösbaren Phygoiden Gleichungen [4] durch einen nichtlinearen Optimierer an die Trajektorie umgangen werden.

Trotz großer Sorgfalt im Experimentalaufbau können nicht alle Einzelflüge in der Auswertung berücksichtigt werden. So kann der Flieger beispielsweise aus der Bildebene fliegen. Dadurch wird die gemessene Geschwindigkeit durch die Projektion zu klein und schließlich die Auftriebskraft zu hoch abgeschätzt. Daher ist eine rigorose Aussortierung der Videos der Einzelmessungen notwendig.

STAB



Abb 1: Das Katapult vor der Messstrecke

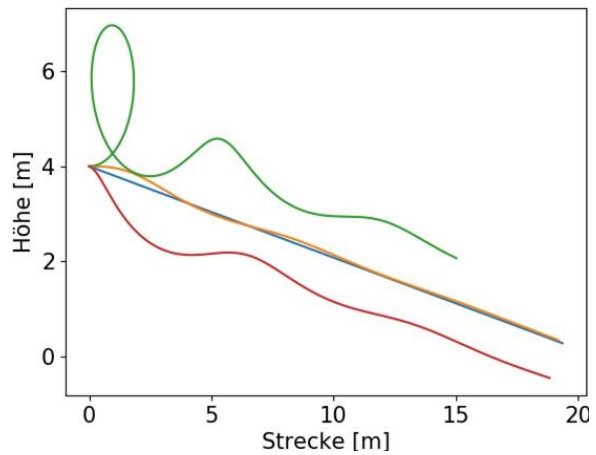


Abb 2: Berechnete Trajektorie mit verschiedenen Startbedingungen

Ergebnisse und Ausblick

Die berechneten Widerstands- und Auftriebsbeiwerte liegen sehr genau auf der theoretisch erwarteten Verteilung (Abb 3). Die Punkte des nichtlinearen fits an die Differentialgleichung streuen deutlicher (Abb. 4). Hierbei ist zu vermuten, dass durch Berechnung des Nickmoments mithilfe der zweiten Ableitung der Bahnkurve die Streuung kleiner werden sollte. Dafür müssen allerdings weitere Abschätzungen gemacht werden, sodass dieser Schritt einer aufbauenden Arbeit vorbehalten bleiben muss.

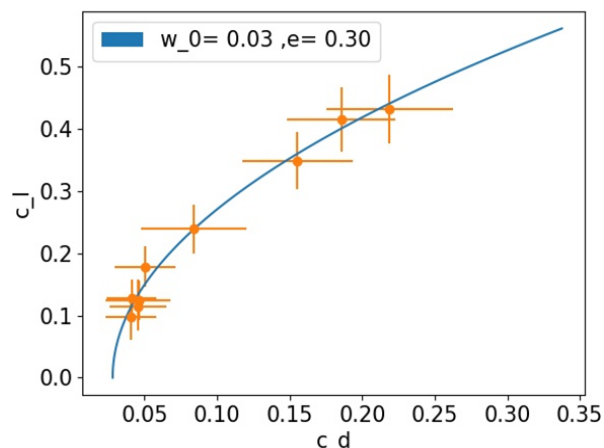


Abb 3: Polare für Delta Papierflieger aus gleichförmigen Flug

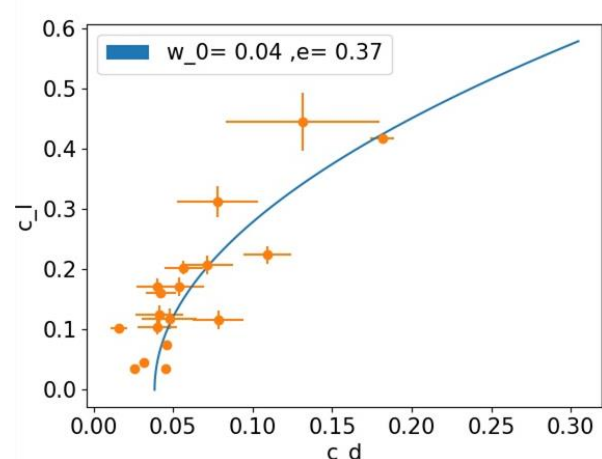


Abb 4: Polare für Delta Papierflieger aus nichtlinearem fit

Literatur

- [1] Schmitz, F. W. (1942). *Aerodynamik des Flugmodells: Tragflügelmessungen I*. Wette.
- [2] Otto, L. (1889). *Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst* (Birdflight as the basis of aviation), R
- [3] KaewTraKulPong, P., & Bowden, R. (2002). An improved adaptive background mixture model for real-time tracking with shadow detection. In *Video-based surveillance systems* (pp. 135-144). Springer, Boston, MA.
- [4] Stengel, R. F. (2015). *Flight dynamics*. Princeton University Press.
- [5] Ng, B. F., Kng, Q. M., Pey, Y. Y., & Schluter, J. (2009). On the aerodynamics of paper airplanes. In *27th AIAA applied aerodynamics conference* (p. 3958).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungsakustik

A Revised Model for Sound Propagation in Porous Media

Sutharsan Satcunanathan¹, Matthias Meinke¹, Wolfgang Schröder^{1,2}

¹Institute of Aerodynamics and Chair of Fluid Mechanics, RWTH Aachen University,
Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen, Germany

²Jülich Aachen Research Alliance, High Performance Computing, RWTH Aachen University,
Seffenter Weg 23, 52074 Aachen, Germany
E-Mail: s.satcunanathan@aia.rwth-aachen.de

Model terms to mimic the effect of porous media on the sound propagation in Computational Aeroacoustics (CAA) are proposed for the use in the acoustic perturbation equations. Starting from the volume-averaged Navier-Stokes (VANS) equations closed by the Darcy-Forchheimer model, the modifications to the acoustic perturbation equations (APE-4) [1] in the presence of porous materials are derived rigorously from these equations by means of a perturbation Ansatz [2].

As a reference for the performance of the proposed models, the semi-phenomenological Johnson-Champoux-Allard-Lafarge (JCAL) model, which fully characterizes porous material in the frequency domain by six physical parameters, is used. This class of models describes the viscous and thermal interactions of the saturating fluid with the rigid frame on a macroscopic scale by treating it as an equivalent fluid with redefined effective complex bulk modulus and density.

By looking at the dispersion relation of the modified APE-4 system for plane waves in the absence of mean flow, the wave propagation characteristics are compared to that of the higher-fidelity JCAL model. Unlike the Darcy model, the later also accounts for thermal losses besides viscous losses. It can be deduced that some discrepancy, especially at low frequency, can be attributed to neglecting the thermal dissipation. Moreover, the JCAL model turns into the Darcy model up to a factor equal to the porosity, when thermal effects are omitted and mid- to high-frequency visco-inertial effects are negligible.

Including thermal transport effects in porous materials as a relaxation process into the Navier-Stokes equations and subsequent linearization reveals the respective terms in the modified APE-4 system, which constitute the thermal part of the losses.

A final generalization of these model terms can be achieved by a simple expansion in the wave number in the frequency domain to match, e.g., the complex characteristic impedance and wave number of the JCAL model. Some terms in the expansion can be shown to have a direct counterpart in the JCAL model, which establishes a physical basis for the particular form of the model terms. Thus, simple conversion formulas between the six parameters of the JCAL model and the proposed porous model can be given.

A convenient way to fit the model parameters to existing data, once the particular form of the terms has been determined, is by a parameter estimation in the Bayesian framework using Markov Chain Monte Carlo (MCMC) for an efficient sampling [3]. Bayesian inference enables to incorporate prior knowledge on the parameter space and to not only determine the optimum parameters, but also the whole multi-dimensional probability distribution over the parameter space due to the statistical approach. Marginal probabilities can easily be deduced, revealing possible dependences.

The effect of the truncation of the expansion on the accuracy can be evaluated taking the whole complexity of the model into account, e.g. by the Bayes factor. Results have been obtained for a realistic porous material, namely melamine foam, which has been calibrated in measurements. The cost function includes the characteristic impedance and the wave number in the expressions for the wave reflection and transmission. One- and two-dimensional marginal posterior densities from a Bayesian inference for a two-parameter model are exemplarily shown in Fig. 2 and the achieved improvement of the dispersion relation is shown in Fig. 1 by the wave number. Finally, the different levels of approximations are tested in an impedance tube and an acoustic liner configuration and compared to experimental results. This numerical model for porous material is applied to analyze trailing edge noise mitigation by porous material Fig. 3.

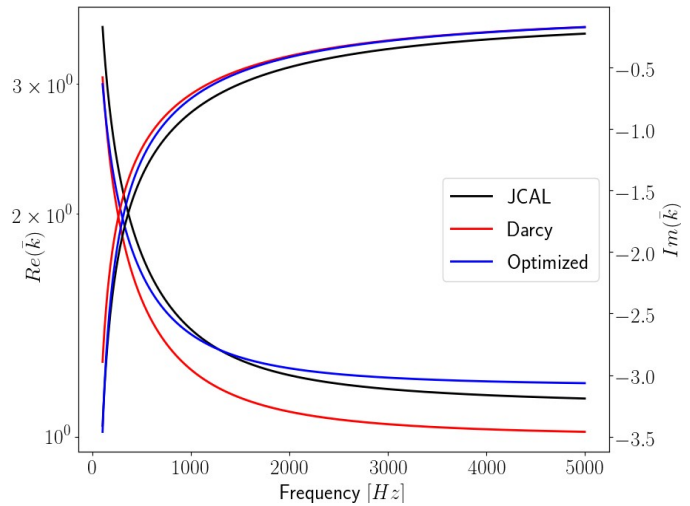


Fig. 1: Normalized wave number

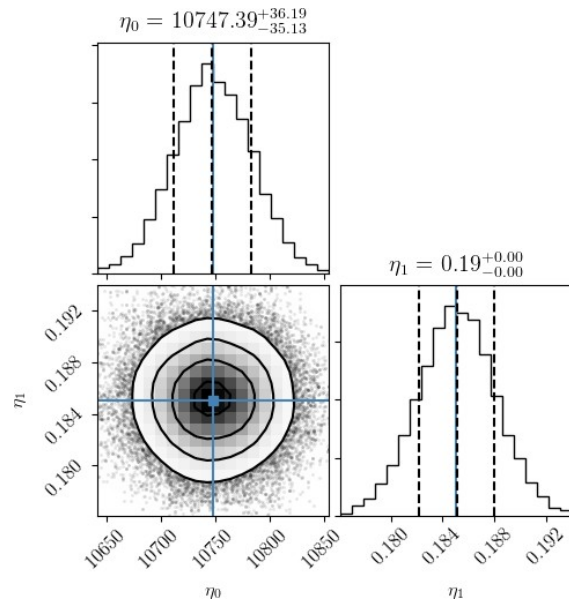


Fig. 2: One- and two-dimensional posterior densities

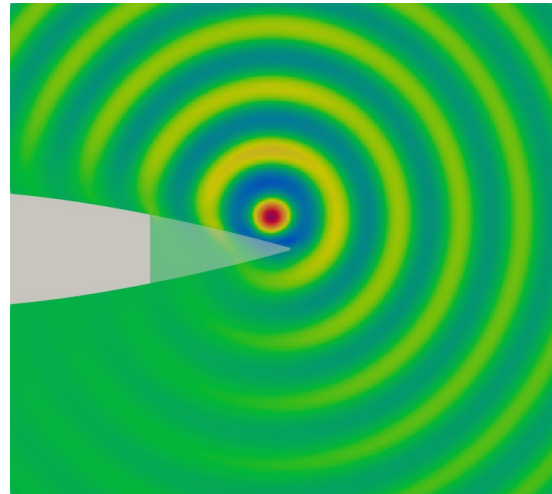


Fig. 3: Porous trailing edge near a monopole

Bibliography

- [1]Ewert R., Schröder W., "Acoustic perturbation equations based on flow decomposition via source filtering", J. Comput. Phys., 2003
- [2]Satsunanathan S., Meinke M., Schröder W., "Prediction of Noise Mitigation by Porous Media based on a Direct-Hybrid CFD/CAA Method", AIAA 2019-2696, 2019
- [3]Niskanen M., Groby J.-P., Duclos A., Dazel. O., Le Roux J.C., Poulain N., Huttunen T., Lähivaara T., "Deterministic and statistical characterization of rigid frame porous materials from impedance tube measurements", J. Acoust. Soc. Am., 2017

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Acoustic modes of sub- and supersonic boundary layer flows

Y. Zhang^{1,†}, M. Oberlack^{1,2}

¹Chair of Fluid Dynamics, TU Darmstadt, Germany

²Centre for Computational Engineering, TU Darmstadt, Germany

[†]E-Mail address for correspondence: zhang@fdy.tu-darmstadt.de

The main goal of the current work is to study the acoustic modes and stability problem in an exponential boundary layer shear flow. The presently employed equation is the Pridmore-Brown equation (PBE) used to analyse the acoustic wave propagation and stability in parallel shear flows. This equation can also be derived by extending the Rayleigh equation to the compressible flow, known as the compressible Rayleigh equation, whose name is more common in the stability theory. The velocity profile plays an important role in the PBE, which decides the complexity of the PBE and leads to obstacles in solving the equation in mathematics. For the simplest case, a linear velocity profile, the PBE was completely solved. For an exponential boundary layer [1], the Frobenius-Fuch series solution to the PBE was given.

Recently, we give a new solution to the Pridmore-Brown (PB) equation of an exponential velocity profile in terms of the confluent Heun function (CHF) which are the solution to the confluent Heun equation (CHE) [2]. Based on this new solution, we study the temporal stability problem which is closely related to the sound radiation in boundary layer shear flows. The corresponding dynamic eigenvalue problem is derived and the sought eigenvalues are obtained by analytical and numerical methods. Through the analysis of sub- and supersonic cases in a compressible inviscid exponential boundary layer flow, we find the existence of unstable acoustic modes in supersonic flows, corresponding to the conclusion of Mack [3] in the Blasius boundary layer. Based on the eigenvalues, we further investigate the features of different acoustic modes and the corresponding phenomena.

In our approach, we study the analytical solution of the PBE

$$\frac{d^2 \hat{\rho}}{dy^2} + \frac{2\alpha e^{-y}}{\omega - \alpha(1 - e^{-y})} \frac{d\hat{\rho}}{dy} + \left[M^2 (\omega - \alpha(1 - e^{-y}))^2 - \alpha^2 \right] \hat{\rho} = 0, \quad (1)$$

where the boundary layer profile is approximated by an exponential velocity profile. In this equation, $\hat{\rho}$ represents the amplitude of the density perturbation, α denotes the dimensionless streamwise wave number, ω stands for the dimensionless frequency and M is the Mach number. The solution of (1) is given in terms of the CHF, denoted by $\text{Hc}(p_*, \alpha_*, \gamma_*, \delta_*, \sigma_*; z)$, which reads

$$\begin{aligned} \hat{\rho}(y) = & C_1 e^{iM\alpha e^{-y} + \sqrt{\theta}y} \text{Hc}\left(p_*, \alpha_*, \gamma_*, \delta_*, \sigma_*; \frac{\alpha e^{-y}}{\alpha - \omega}\right) + C_2 e^{iM\alpha e^{-y} - \sqrt{\theta}y} \times \\ & \times \text{Hc}\left(p_*, \alpha_* - \gamma_* + 1, 2 - \gamma_*, \delta_*, \sigma_* + (-4p_* + \delta_*)(\gamma_* - 1); \frac{\alpha e^{-y}}{\alpha - \omega}\right), \end{aligned} \quad (2)$$

where $\theta = -M^2(\alpha - \omega)^2 + \alpha^2$ and the five parameters of the CHF are defined by

$$\begin{aligned} p_* &= \frac{iM(\alpha - \omega)}{2}, \quad \alpha_* = iM(\alpha - \omega) - \frac{1}{2} - \sqrt{\theta}, \quad \gamma_* = 1 - 2\sqrt{\theta}, \\ \delta_* &= -2, \quad \sigma_* = iM(\alpha - \omega) \left(1 - 2\sqrt{\theta}\right) - 2\sqrt{\theta} - 2M^2(\alpha - \omega)^2. \end{aligned} \quad (3)$$

Then, together with the appropriate boundary conditions, i.e. the acoustic perturbation disappearing at infinity and the acoustic analogue of an impermeable wall,

$$\hat{\rho}(\infty) = 0, \quad \frac{d\hat{\rho}}{dy}(0) = 0, \quad (4)$$

the boundary value problem (2)-(4) is converted to an eigenvalue problem of the form

$$\left(-iM\alpha - \sqrt{-M^2(\alpha - \omega)^2 + \alpha^2}\right) \text{Hc}\left(\frac{\alpha}{\alpha - \omega}\right) - \frac{\alpha}{\alpha - \omega} \text{Hc}'\left(\frac{\alpha}{\alpha - \omega}\right) = 0, \quad (5)$$

where Hc denotes the CHF omitting its five parameters, the Mach number M and α are free parameters and ω is the eigenvalue. In the limit of small wavenumbers, the resulting frequency is unique and real-valued, which reads

$$\omega(M, \alpha) = \frac{M+1}{M}\alpha + k_3(M)\alpha^3 + O(\alpha^4), \quad (6)$$

where $k_3(M) = \frac{M(2M^2+15M+12)^2}{72(M+1)^4}$. In the limit of large wavenumbers, the analytical result is multiple and real-valued for small Mach numbers, which is given by

$$\omega(M, \alpha) = \frac{M + \sqrt{M^2 + 4}}{2M}\alpha + l_2(M) + O(\alpha^{-1}), \quad (7)$$

where $l_2(M) = \pm \frac{M^3 - M^2\sqrt{M^2+4} + M + \sqrt{M^2+4}}{(M^3 - M^2\sqrt{M^2+4} + 4M - 2\sqrt{M^2+4})\sqrt{-2M^2 + 2M\sqrt{M^2+4}}}$.

The above analytical results are validated by numerical methods. In figure 1, the phenomena, unique eigenvalue for small α and multiple eigenvalues for large α , are observed. Furthermore, the imaginary part of the eigenvalue, which implies unstable modes, appears when $\frac{\omega_r}{\alpha} < 1$. The mode which has the lowest frequency corresponding to different wavenumbers is named as the first mode and the second mode corresponds to the second smallest real part of the eigenvalue for different Mach numbers, and so on. The first three modes shown in figure 1 indicate unstable behaviour of the acoustic wave and sound generation. Through the eigenvalues, the features of these unstable modes, such as propagation regions, radiation angles and so on are investigated.

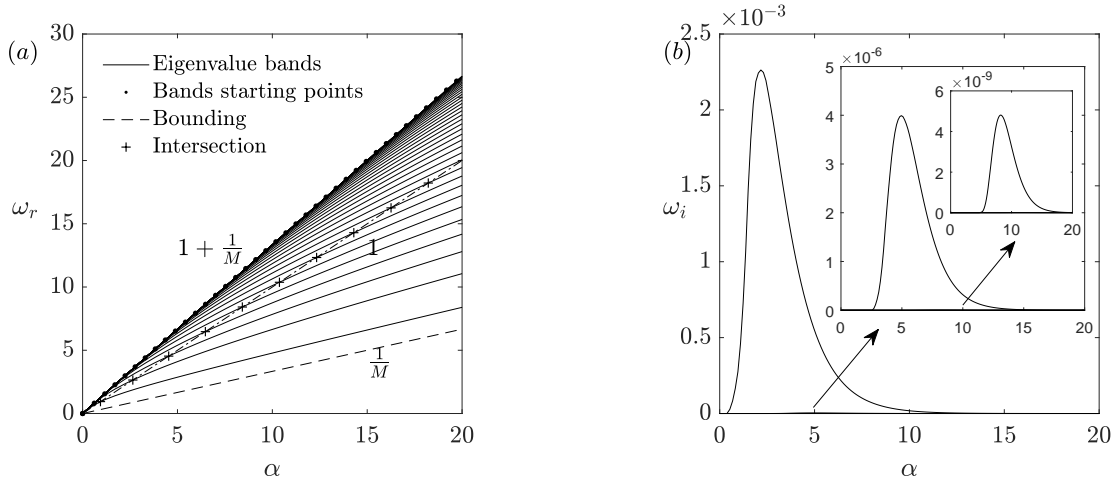


Fig. 1: Numerical computation of eigenvalues from (5) at the Mach numbers $M = 3.0$. (a) The real part of the eigenvalue, where $\frac{1}{M}$, 1 and $1 + \frac{1}{M}$ correspond to the slope $\frac{\omega_r}{\alpha}$. (b) The imaginary part of the eigenvalue, where only the first, second and third mode are shown.

References

- [1] L. M. B. C. Campos and P. G. T. A. Serrão. On the acoustics of an exponential boundary layer. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 356(1746):2335–2378, 1998.
- [2] A. Ronveaux and F. M. Arscott. *Heun's Differential Equations*. Clarendon Press, 1995.
- [3] M. Mack. On the inviscid acoustic-mode instability of supersonic shear flows. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2(2):97–123, 1990.

Namensverzeichnis der Autoren und Koautoren

Autor	Seite	Autor	Seite	Autor	Seite
Aggarwal	94	Krimmelbein	74	Ulrich	62
Bell	88, 90	Krumbein	74	Varghese	58
Braun	22	Leopold	100	von Geyr	72
Breitsamter	30, 92, 102, 106	Lühder	104	Wagner, A.	60
Burton	90	Lunte	56	Wagner, C.	88
Camillo	60	Lutz	20, 26, 32, 34	Waldmann	20
Chiapparino	48	Meinke	86, 110	Weinman	88
Dannhauer	84	Mielke	78	Weinschenk	44
Denis	50	Moore	58	Wenzel	42, 44, 46
Ehrle	20	Müller	26	Werner	82
Eich	38	Mundt	78, 100	Wilhelmi	88
Eisfeld	22	Nabikhani	88	Wu	76
Fahland	64	Oberlack	112	Wunderlich	36
François	40	Oblapenko	58	Würz	66
Franzmann	100	Ohno	68	Zhang	112
Frohnäpfel	64	Öngüner	90		
Gatti	64	Pflüger	30		
Genuit	96	Probst, A.	98		
Gibis	42, 46	Probst, S.	40		
Goldstein	58	Puckert	70		
Grabe	74	Radespiel	24		
Greiner	66	Reinbold	92		
Hannemann, K.	52	Rist	42, 44, 46, 68, 70, 76		
Hannemann, V.	52	Romblad	68		
Hartmann	94	Ruhland	106		
Heckmeier	102	Satcunanathan	110		
Heine	88	Schnepf	80		
Henning	90	Schollenberger	32		
Hepp	52	Schrauf	72		
Herr	98	Schröder	86, 110		
Herzog	28	Schüle	56, 80, 104		
Hoppe	52	Schwedt	108		
Hösger	86	Seel	34		
Kähler	38	Shoev	54		
Keßler	96	Sørensen	92		
Khaled	68	Stemmer	48, 62		
Klatt	78	Ströer	74		
Klevanski	80	Stroh	64		
Kloker	42, 46	Stürmer	22		
Klug	24	Surujhlal	60		
Kosareva	54	Togiti	22		
Krämer	20, 26, 32, 34, 96	Ullah	34		